



**TUGAS AKHIR – MO.141326**

***ANALISIS KINERJA AERODINAMIK DARI VERTICAL  
AXIS WIND TURBINE (VAWT) DARRIEUS TIPE  
H-ROTOR DENGAN PENDEKATAN COMPUTATIONAL  
FLUID DYNAMIC (CFD)***

Elyas Nur Fridayana

NRP. 04311340000122

Dosen Pembimbing :

Dr. Ir. Wisnu Wardhana, S.E., M.Sc.

Prof. Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

Departemen Teknik Kelautan

Fakultas Teknologi Kelautan

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2018



**FINAL PROJECT– MO.141326**

**AERODYNAMIC PERFORMANCE ANALYSIS OF  
VERTICAL AXIS WIND TURBINE (VAWT) DARRIEUS  
TYPE H-ROTOR USING COMPUTATIONAL FLUID  
DYNAMICS (CFD) APPROACH**

Elyas Nur Fridayana

NRP. 04311340000122

Supervisors:

Dr. Ir. Wisnu Wardhana, S.E., M.Sc.

Prof. Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

Department of Ocean Engineering

Faculty of Marine Technology

Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Surabaya

2018

**Analisis Kinerja Aerodinamik dari *Vertical Axis Wind Turbine*  
(VAWT) Darrieus Tipe H-Rotor dengan Pendekatan  
Computational Fluid Dynamic (CFD)**

**TUGAS AKHIR**

Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Persyaratan Memperoleh Gelar Sarjana Teknik  
pada Program Studi S-1 Departemen Teknik Kelautan,  
Fakultas Teknologi Kelautan,  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Oleh :

ELYAS NUR FRIDAYANA

NRP. 04311340000122

Disetujui oleh :

1. Dr. Ir. Wisnu Wardhana, S.E., M.Sc.

(Pembimbing 1)

2. Prof. Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

(Pembimbing 2)

3. Ir. Mas Murtedjo, M.Eng.

(Penguji 1)

4. Yoyok Setyo Hadiwidodo, S.T., M.T., Ph.D.

(Penguji 2)

SURABAYA, JANUARI 2018

## ABSTRAK

### Analisis Kinerja Aerodinamik dari *Vertical Axis Wind Turbine* (VAWT) *Darrieus* Tipe *H-Rotor* dengan Pendekatan *Computational Fluid Dynamic* (CFD)

Nama Mahasiswa : Elyas Nur Fridayana  
NRP : 04311340000122  
Jurusan : Teknik Kelautan  
Dosen Pembimbing : Dr. Ir. Wisnu Wardhana, S.E., M.Sc.  
Prof. Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

Teknologi konversi energi baru terbarukan kian berkembang seiring meningkatnya kesadaran manusia terhadap dampak negatif pada lingkungan. *Vertical Axis Wind Turbin* (VAWT) menjadi objek penelitian yang menarik karena berbagai keunggulan yang ditawarkan. Khususnya VAWT jenis *Darrieus* tipe *H-Rotor* dikenal dengan struktur yang sederhana namun memiliki efisiensi yang relatif tinggi dibandingkan jenis *Savonius*. Profil airfoil menjadi hal yang sangat penting karena efek aerodinamik yang bekerja pada turbin *Darrieus*. Berbagai studi telah mengungkapkan bahwa penggunaan airfoil asimetris memberikan keuntungan pada efisiensi turbin *Darrieus*. Pada penelitian ini dilakukan analisis berbagai variabel guna mengetahui efek aerodinamik yang ditimbulkan. Lebih lanjut, fokus analisis ditujukan pada pengaruh posisi maksimum *camber* airfoil terhadap kinerja turbin. Investigasi dilakukan dengan menggunakan *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Model turbin *Darrieus* tipe *H-Rotor* dua dimensi disimulasikan dalam kondisi aliran transient. Hasil simulasi berupa koefisien daya menunjukkan bahwa kinerja turbin terbaik diberikan oleh airfoil dengan posisi maksimum *camber* mendekati *trailing edge*. Sedangkan variasi pada lebar *chord* memberikan nilai *solidity ratio* 0,6 menjadi yang terbaik diantara nilai diatas maupun dibawahnya.

**Kata kunci :** aerodinamik, darrieus, asimetri airfoil, camber, CFD

## ABSTRACT

*Aerodynamic Performance Analysis of Vertical Axis Wind Turbine (VAWT)  
Darrieus Type H-Rotor Using Computational Fluid Dynamics (CFD) Approach*

*Name* : Elyas Nur Fridayana  
*REG* : 04311340000122  
*Department* : Ocean Engineering  
*Supervisors* : Dr. Ir. Wisnu Wardhana, S.E., M.Sc.  
Prof. Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D.

*The recent renewable energy growing significantly as people more aware concerning its side effect toward environment. Vertical Axis Wind Turbine (VAWT) become curious object for research because the several advantage it offer. Chiefly Darrieus VAWT type H-Rotor known for its simple structure yet has high efficiency compared with Savonius. Airfoil profile become substantial because its aerodynamic effect which run on the Darrieus turbine. Numerous study explained that the usage of asymmetric airfoil give advantage toward Darrieus turbine efficiency. This research conducted a variety of variables to determine the effects of aerodynamics. Furthermore, the the analysis focus on influence of cambered airfoil to the turbine performance. Investigation delivered by Computational Fluid Dynamic (CFD) two dimension Darrieus turbine type H-Rotor simulated in transient current condition. The result of the simulation presented as energy coefficient which shows that the best turbine performance conducted by airfoil in maximum camber close to trailing edge. While the variation on the chord length gives a solidity ratio of 0.6 as the best value between the above and below.*

**Keyword** : aerodynamics, darrieus, asymmetric airfoil, camber, CFD

## KATA PENGANTAR

*Assalamu 'alaikum warohmatullahi wabarokatuh,*

Syukur *alhamdulillah* penulis panjatkan atas kehadiran Allah SWT yang telah memberi nikmat sehat, kekuatan, dan kemudahan kepada penulis, sehingga penulis dapat menyelesaikan tugas akhir beserta laporan sesuai waktu yang telah direncanakan.

Tugas akhir berjudul “Analisis Kinerja Aerodinamik dari *Vertical Axis Wind Turbine* (VAWT) *Darrieus* Tipe *H-Rotor* dengan Pendekatan *Computational Fluid Dynamic* (CFD)” membahas dan membandingkan kinerja VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor* dengan berbagai variasi variabel. Tugas akhir ini disusun untuk memenuhi persyaratan dalam menyelesaikan Studi Kesarjanaan (S-1) di Departemen Teknik Kelautan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya.

Tiada gading yang tak retak, tiada manusia yang sempurna. Penulis mohon maaf apabila terdapat kesalahan dalam penyusunan tugas akhir ini. Kritik dan saran yang baik senantiasa penulis nantikan sebagai petunjuk evaluasi diri. Akhir kata, semoga penelitian tugas akhir ini bermanfaat bagi perkembangan teknologi di bidang energi terbarukan, pembaca, dan penulis.

*Wassalamu 'alaikum warohmatullahi wabarokatuh.*

Surabaya, Januari 2018

Penulis,

Elyas Nur Fridayana

## UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada semua pihak yang telah memberi dukungan dan bantuan kepada penulis dalam mengerjakan tugas akhir ini hingga selesai. Terima kasih penulis ucapkan kepada:

1. Allah SWT yang telah memberi nikmat sehat, kekuatan, kemudahan, dan kelancaran kepada penulis.
2. Sugiyanto dan Sriwinarti, kedua orang tua penulis yang selalu mendoakan, mengingatkan dan memberi dukungan baik moril maupun materil.
3. Bapak Dr. Ir. Wisnu Wardhana, M.Sc. selaku dosen wali sekaligus dosen pembimbing 1 dan Prof. Ir. Eko Budi Djatmiko, M.Sc., Ph.D. selaku dosen pembimbing 2 dalam tugas akhir ini. Terima kasih telah memberikan izin, saran, bimbingan, bantuan, dukungan, dan ilmu yang sangat bermanfaat kepada penulis.
4. Bapak Ir. Mas Murtedjo, M.Eng., dan Bapak Yoyok Setyo Hadiwidodo, S.T., M.T., Ph.D., selaku dosen penguji dalam tugas akhir ini. Terima kasih telah memberikan ujian, saran, bimbingan, dukungan, dan ilmu yang sangat bermanfaat kepada penulis.
5. Bapak Dr.Eng Rudi Waluyo, S.T., M.T., selaku kepala Departemen Teknik Kelautan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya.
6. Bapak Herman Pratikno, S.T., M.T., Ph.D., selaku koordinator mata kuliah Tugas Akhir atas ketersediaanya membantu segala keperluan administrasi Tugas Akhir.
7. Seluruh dosen dan karyawan Departemen Teknik Kelautan, FTK, ITS yang telah memberikan ilmu, bantuan dan fasilitas kepada penulis selama berkuliah.
8. Mas Ari Kurniawan yang telah meminjamkan Komputer untuk menjalankan simulasi pada tugas akhir ini
9. Keluarga, teman-teman dekat dan sahabat penulis serta teman-teman sesama mahasiswa Teknik Kelautan 2013 (L-31) yang telah saling memberi dukungan dan saling membantu satu sama lain.

Serta semua pihak yang telah membantu penulis menyelesaikan tugas akhir namun tidak dapat penulis sebutkan satu-persatu. Terima kasih dan semoga Allah membalas kebaikan kita semua.



## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL.....	i
LEMBAR PENGESAHAN .....	iii
ABSTRAK .....	iv
ABSTRACT .....	v
KATA PENGANTAR .....	vi
UCAPAN TERIMA KASIH.....	vii
DAFTAR ISI.....	ix
DAFTAR GAMBAR .....	xiv
DAFTAR TABEL.....	xiv
BAB I PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Perumusan Masalah.....	4
1.3 Tujuan Penelitian.....	4
1.4 Manfaat Penelitian.....	4
1.5 Batasan Masalah.....	4
1.6 Sistematika Penulisan.....	4
BAB II TINJAUAN PUSTAKA.....	7
2.1 Energi Angin .....	7
2.2 Teori Betz Limit .....	7
2.3 Turbin Angin .....	8
2.4 Parameter desain Turbin Angin.....	9
2.4.1 Tip Speed Ratio .....	9
2.4.2 Koefisien Daya (Cp) .....	10
2.5 Aspek Aerodinamik.....	10
2.5.1 Pengertian Airfoil .....	10
2.5.2 Aerodinamika Airfoil.....	11
2.5.3 Aerodinamika VAWT Darrieus.....	12
2.6 Double Multiple Streamtube Model (DMS).....	15
2.7 Computational Fluid Dynamic (CFD).....	15
BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....	17
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	17

3.2 Penjelasan Diagram Alir Penelitian.....	17
3.3 Pelaksanaan Simulasi CFD.....	20
3.3.1 Pre-processing.....	21
3.3.2 Solving.....	24
3.3.3 Post-processing .....	31
3.4 Input Data TSR.....	33
3.5 Persiapan Data Validasi.....	34
3.5.1 Simulasi QBlade .....	34
3.5.2 Data Eksperimen Sekunder.....	37
BAB IV _ANALISIS DAN PEMBAHASAN .....	39
4.1 Studi Sensitifitas Mesh .....	39
4.2 Validasi Metode Simulasi.....	40
4.3.1 Validasi Model 1 Sudu.....	40
4.3.2 Validasi Model 3 Sudu.....	41
4.3 Pre-analisis .....	42
4.3.1 Skema Simulasi.....	42
4.3.2 Efek Variasi Radius.....	45
4.3.3 Efek Variasi Airfoil Simetri dan Asimetri .....	48
4.3.4 Efek Sudut Pitch.....	49
4.3.5 Efek Tebal Maksimum Airfoil .....	51
4.3.6 Efek Posisi Maksimum Camber.....	54
4.4 Komprehensif Analisis .....	55
4.4.1 Simulasi Dengan Variasi Airfoil Pada Lokasi Camber.....	56
4.4.2 Simulasi Dengan Variasi Lebar Chord .....	60
BAB V _KESIMPULAN DAN SARAN.....	63
5.1 Kesimpulan.....	63
5.1 Saran.....	64
DAFTAR PUSTAKA .....	65

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1 Peta Potensi Angin Nasional	2
Gambar 2.1 Jenis Turbin Angin	8
Gambar 2.2 Konversi Energi Pada Turbin Angin	10
Gambar 2.3 Airfoil	11
Gambar 2.4 Kinerja Aerodinamis pada Airfoil	11
Gambar 2.5 Ukuran Dimensi dari VAWT	13
Gambar 2.6 Vektor gaya dan kecepatan pada VAWT	14
Gambar 2.7 Kurva sudut serang vs sudut azimuth	14
Gambar 2.8 Skema 2-dimensi dari model DMS	15
Gambar 3.1 Diagram Alir Metodologi Penelitian	17
Gambar 3.2 Model Airfoil NACA 0021 pada <i>software</i> QBlade	21
Gambar 3.3 Geometri Penuh 2D VAWT	22
Gambar 3.4 Geometri Area Rotasi 2D VAWT	22
Gambar 3.5 Hasil Meshing Keseluruhan Domain	23
Gambar 3.6 Strategi <i>Meshing</i>	23
Gambar 3.7 Kondisi Batas	24
Gambar 3.8 <i>Monitoring Residual</i>	31
Gambar 3.9 Kurva $C_m$ vs $\theta$ untuk TSR 3,3	32
Gambar 3.10 Model Airfoil NACA 0012 pada <i>software</i> QBlade	35
Gambar 3.11 Kurva $C_l$ vs $\alpha$ NACA 0012	35
Gambar 3.12 Kurva Ekstrapolasi NACA 0012	36
Gambar 3.13 Model Turbin VAWT 3D	36
Gambar 3.14 Kurva $C_m$ vs $\theta$ untuk Model Validasi	37
Gambar 3.15 Wind Tunnel milik Politecnico di Milano	37
Gambar 3.16 Model Uji VAWT	38
Gambar 3.17 Kurva $C_p$ -TSR untuk eksperimen dan CFD oleh Castelli	38
Gambar 4.1 Grafik Koefisien Power sebagai Fungsi Jumlah <i>Mesh</i>	39
Gambar 4.2 Kurva $C_m$ vs $\theta$ Simulasi DMS	40
Gambar 4.3 Kurva $C_m$ vs $\theta$ Simulasi CFD	40

Gambar 4.4 Validasi Model CFD dibandingkan Eksperimen dan CFD terdahulu	41
Gambar 4.5 Koordinat Sudut Azimuth pada Posisi Sudu	44
Gambar 4.6 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-1	45
Gambar 4.7 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-2	46
Gambar 4.8 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-3	46
Gambar 4.9 Nilai Maksimum $C_m$ tiap-tiap TSR pada simulasi 1,2 dan 3	47
Gambar 4.10 Nilai rata-rata $C_m$ tiap-tiap TSR pada simulasi 1,2 dan 3	47
Gambar 4.11 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi 5	48
Gambar 4.12 Kenampakan Airfoil dengan sudut negatif	50
Gambar 4.13 Nilai Maksimum $C_m$ tiap-tiap TSR pada Simulasi ke-1 dan ke-4	49
Gambar 4.14 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-5	50
Gambar 4.15 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-6	51
Gambar 4.16 Nilai Maksimum $C_m$ tiap-tiap TSR pada simulasi ke-4 dan ke-6	51
Gambar 4.17 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-7	52
Gambar 4.18 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-8	52
Gambar 4.19 Nilai rata-rata $C_m$ tiap-tiap TSR pada Simulasi ke-2, ke-7 dan ke-8	53
Gambar 4.20 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-9	54
Gambar 4.21 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-10	54
Gambar 4.22 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-11	55
Gambar 4.23 Geometri Airfoil NACA 4312, 4512 dan 4712	56
Gambar 4.24 Kurva $C_p$ vs TSR dengan Variasi Profil Airfoil	57
Gambar 4.25 Nilai $C_p$ Maksimum Tiap Profil Airfoil	58
Gambar 4.26 Nilai $C_p$ Tiap Airfoil TSR 3	58
Gambar 4.27 Kurva $C_m$ vs $\theta$ dari sudu nomor 1 untuk NACA 4312, 4512 & 4712 (TSR=3)	59
Gambar 4.28 $C_m$ vs $\theta$ dari NACA 4712 pada TSR=3 untuk semua sudu	59
Gambar 4.29 Kurva $C_p$ vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=6,87$ cm; solidity= 0,4)	60

Gambar 4.30 Kurva $C_p$ vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=8,58$ cm; solidity= 0,5)	60
Gambar 4.31 Kurva $C_p$ vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=10,3$ cm; solidity= 0,6)	61
Gambar 4.32 Kurva $C_p$ vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=12$ cm; solidity= 0,7)	61
Gambar 4.33 Nilai $C_p$ Maksimum pada Variasi <i>Solidity Ratio</i>	62

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Karakteristik Darrieus dan Savonius	9
Tabel 3.1 Perbedaan Simulasi Pre-analisis dan Komprehensif Analisis	20
Tabel 3.2 Data Konfigurasi <i>General</i> dan <i>Models</i>	25
Tabel 3.3 Properti Udara	26
Tabel 3.4 Data Konfigurasi <i>Cell Zones</i>	26
Tabel 3.5 Data <i>Inlet Boundary Conditions</i>	27
Tabel 3.6 Data <i>Outlet Boundary Conditions</i>	27
Tabel 3.7 Data <i>Wall Boundary Conditions</i>	28
Tabel 3.8 Data <i>Solution Methods</i>	28
Tabel 3.9 Kriteria Konvergensi	29
Tabel 3.10 Data <i>Solution Initialization</i>	29
Tabel 3.11 Inputan Data Simulasi	34
Tabel 3.12 Dimensi dari Model Validasi	38
Tabel 4.1 Skema simulasi VAWT 1 sudu	42
Tabel 4.2 Kecepatan Putar dan Time Step VAWT 1 Sudu dengan $R = 3\text{ m}$	43
Tabel 4.3 Kecepatan Putar dan Time Step VAWT 1 Sudu dengan $R = 2\text{ m}$	44
Tabel 4.4 Kecepatan Putar dan Time Step VAWT 1 Sudu dengan $R = 5\text{ m}$	44
Tabel 4.5 Skema Simulasi VAWT 3 Sudu	56
Tabel 4.4 Kecepatan Putar dan <i>Time Step</i> VAWT 3 Sudu	56

# **BAB I**

## **PENDAHULUAN**

### **1.1 Latar Belakang**

Energi menjadi kebutuhan mendasar bagi keberlangsungan hidup manusia. Begitu juga dengan energi listrik yang berperan penting dalam kemajuan suatu negara. Namun di Indonesia, masih banyak daerah yang belum tersedia fasilitas energi listrik. Berdasarkan data Kementerian Energi dan Sumber Daya Mineral (ESDM) per Juni 2017, Rasio elektrifikasi Nasional sebesar 92,80% [1]. Provinsi Papua dan Nusa Tenggara Timur (NTT) menjadi daerah dengan rasio elektrifikasi terendah yaitu sebesar 48,74% dan 59,17%.

Banyaknya wilayah Indonesia bagian timur yang tidak tersedia fasilitas listrik disebabkan oleh tipe pemukiman yang tidak terpusat. Pemukiman tersebar dipelosok-pelosok daerah terpencil menjadikannya terisolasi dari jaringan listrik lokal. Pada tahun 2016 masih ada 12.659 desa tertinggal yang belum memperoleh listrik dari PLN [2]. Daerah seperti ini biasanya memperoleh listrik dengan generator diesel konvensional, padahal biaya yang dikeluarkan tinggi karena transportasi untuk bahan bakar [3]. Oleh sebab itu, Energi Baru Terbarukan (EBT) menawarkan alternatif yang menarik guna menyelesaikan permasalahan ini.

Niat pemerintah untuk mendorong peningkatan kemampuan penyediaan EBT terlihat dengan disahkannya Peraturan Menteri Energi dan Sumber Daya Mineral Republik Indonesia Nomor 39 Tahun 2017 tentang Pelaksanaan Kegiatan Fisik Pemanfaatan Energi Baru dan Energi Terbarukan serta Konservasi [4]. Pasal 5 Peraturan Menteri ini menyebutkan bahwa peningkatan pembangunan fasilitas EBT salah satunya bertujuan untuk mendorong pertumbuhan dan pemerataan pembangunan infrastruktur keenergian di wilayah terpencil, tertinggal, perbatasan, kepulauan kecil dan terluar. Penyediaan fasilitas EBT disebutkan pada Pasal 4 diantaranya berupa Pembangkit Listrik Tenaga Bayu/Angin (PLTB). Pengembangan potensi PLTB sebesar 2.500 MW juga tertuang dalam Rencana Usaha Penyediaan Tenaga Listrik PT. PLN Tahun 2016-2025 [5].

Instalasi teknologi energi angin di Indonesia tergolong rendah, hanya

sekitar 1,6 MW yang merupakan proyek pengembangan serta penelitian [6]. Artinya potensi energi angin di Indonesia belum dimanfaatkan secara optimal. Peta berikut ini menunjukkan bahwa kecepatan angin rata-rata 4 hingga 6 meter/detik tersebar disepanjang pesisir Selatan Pulau Jawa. Bahkan ada banyak daerah di Indonesia bagian Timur yang rata-rata kecepatannya lebih dari 6 meter/detik.



**Gambar 1.1** Peta Potensi Angin Nasional [7]

Potensi energi angin harus dimanfaatkan dengan menggunakan *Wind Energy Conversion System* (WECS) sebagai salah satu EBT yang murah dan ramah lingkungan [6]. Bentuk WECS yang saat ini banyak dibangun dan dikembangkan sebagai PLTB adalah jenis *Horizontal Axis Wind Turbine* (HAWT). Padahal jenis lain yaitu *Vertical Axis Wind Turbine* (VAWT) memiliki banyak keunggulan dalam hal teknis meski efisiensinya relatif lebih rendah dibanding HAWT. VAWT memiliki struktur yang sederhana, dapat bekerja pada segala arah angin, tidak menimbulkan suara bising, lebih handal pada kondisi angin turbulen, dapat diintegrasikan dengan bangunan arsitektual lain serta mudah dalam pemasangan generator, gearbox dan bearing [8].

Kelebihan-kelebihan tersebut diatas membuat VAWT menjadi teknologi yang murah dan mudah penerapannya sehingga cocok dikembangkan sebagai PLTB di daerah terpencil dan tertinggal. Selain itu pembangunan dan pengembangan VAWT dapat diorientasikan guna mengurangi ketergantungan pasokan energi listrik yang berasal dari sumber daya fosil. Peluang untuk penelitian dan pengembangan masih terbuka lebar, secara historikal VAWT mulai



dikenal pada tahun 1920 namun selanjutnya diabaikan kemudian mulai dikembangkan lagi ketika terjadi embargo minyak pada awal tahun 1970 [8]. Adapun tipe VAWT yang banyak digunakan untuk pembangkit listrik adalah tipe Darrieus, dimana turbin angin ini memanfaatkan gaya angkat/*lift* untuk memutar rotornya [9]. Gaya angkat inilah yang paling dominan dalam mempengaruhi kinerja aerodinamiknya. Turbin angin Darrieus sendiri memiliki beberapa macam bentuk. Darrieus dengan sudu (*blade*) lurus yang sering disebut dengan tipe *H-Rotor* menjadi bentuk yang favorit karena strukturnya sederhana namun memiliki efisiensi tinggi.

Seiring kemajuan ilmu pengetahuan dan teknologi, kini terdapat beberapa metode untuk mengetahui efisiensi turbin angin. Selain metode *Double Multiple Streamtube* (DMS) kini juga dikenal *Computational Fluid Dynamic* atau yang sering disingkat CFD. CFD adalah salah satu metode untuk mensimulasikan fenomena fluida termasuk interaksinya dengan turbin angin. Metode ini muncul sekitar tahun 1970 dengan mengkombinasikan permasalahan fisik, perhitungan numerik dan ilmu komputer guna menyelesaikan persamaan matematik fluida berdasarkan hukum konservasi massa, momentum dan energi [10]. Persamaan aliran fluida diselesaikan secara diskrit menggunakan volume atur yang merepresentasikan kondisi sesungguhnya sehingga diperlukan pendekatan numerik dengan bantuan perangkat lunak komputer.

Pada penelitian tugas akhir ini, penulis melakukan analisis VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor* dengan pendekatan *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Metode ini dipilih karena hasil yang akurat dimana penyelesaiannya mengikutsertakan interaksi fluida dalam keseluruhan sistem. *Software* berbasis CFD yaitu ANSYS Fluent 18.1 digunakan untuk mensimulasikan variasi pada beberapa variabel desain untuk mengetahui kinerja aerodinamik turbin sumbu vertikal. Kegiatan penelitian ini dilaksanakan di Laboratorium Komputasi dan Pemodelan Numerik, Departemen Teknik Kelautan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Validasi simulasi CFD dilakukan dengan membandingkan hasil komputasi berupa koefisien momen ( $C_m$ ) dan koefisien daya ( $C_p$ ) dengan hasil dari *software* QBlade yang berbasis *Double Multiple Streamtube* (DMS) dan data eksperimen sekunder.

## 1.2 Perumusan Masalah

Adapun rumusan masalah dalam penelitian ini adalah bagaimana pengaruh variasi profil airfoil, sudut *pitch*, radius turbin (R) dan lebar *chord* (c) pada turbin angin *Darrieus* Tipe *H-Rotor* terhadap kinerja Aerodinamiknya?

## 1.3 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah mengetahui pengaruh variasi profil airfoil, sudut *pitch*, radius turbin (R) dan lebar *chord* (c) pada turbin angin *Darrieus* Tipe *H-Rotor* terhadap performa Aerodinamiknya.

## 1.4 Manfaat Penelitian

Penelitian ini melakukan kegiatan analisis pengaruh variasi profil airfoil, sudut *pitch*, radius turbin (R) dan lebar *chord* (c), sehingga dapat meningkatkan pemahaman pada perilaku turbin angin *Darrieus* Tipe *H-Rotor* terhadap perubahan variabel desainya. Dengan begitu diharapkan penelitian ini mampu memberikan sumbangan pengetahuan dalam bidang turbin angin khususnya jenis VAWT.

## 1.5 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam tugas akhir ini adalah:

1. Simulasi CFD dilakukan pada *blade* / bilahnya saja tanpa mengikutsertakan struktur pendukung.
2. Pada simulasi CFD, efek friksi akibat *bearing* diabaikan.
3. Simulasi CFD dilakukan secara 2 dimensi.

## 1.6 Sistematika Penulisan

Sistematika penulisan yang digunakan dalam penyusunan laporan tugas akhir ini terdiri atas lima bab yaitu sebagai berikut :

1. Bab I Pendahuluan

Bab ini menjelaskan beberapa hal yang melatarbelakangi sehingga penelitian ini penting untuk dilakukan dan layak untuk diajukan sebagai tugas akhir. Berisi latar belakang, rumusan masalah, dan tujuan yang ingin dicapai guna menjawab rumusan masalah serta manfaat dari adanya penelitian tugas akhir ini. Untuk memperjelas penelitian, disertakan pula batasan masalah dan sistematika penulisan tugas akhir ini.

## 2. Bab II Tinjauan Pustaka

Bab ini menjelaskan apa saja yang menjadi referensi pendukung yang digunakan sebagai acuan dalam mengerjakan dan menyelesaikan tugas akhir ini. Referensi yang digunakan adalah jurnal lokal, jurnal internasional, literatur, tugas akhir, dan buku yang sesuai dengan topik tugas akhir ini.

## 3. Bab III Metode Penelitian

Bab ini berisi metodologi penelitian yang menjelaskan alur pengerjaan tugas akhir. Digambarkan dengan diagram alir (*flow chart*) yang disusun secara sistematis dan dilengkapi penjelasan detail tiap-tiap langkah pengerjaan penelitian.

## 4. Bab IV Analisis dan Pembahasan

Bab ini menjelaskan data yang diperoleh dari pengujian dan pengolahan data serta analisa terhadap hasil yang diperoleh.

## 5. Bab V Penutup

Bab ini berisi kesimpulan yang berupa uraian singkat dari keseluruhan hasil analisis. Uraian singkat ini menjawab rumusan masalah yang ada di Bab I. Terdapat pula saran yang bermanfaat untuk penelitian lebih lanjut.

## 6. Daftar Pustaka

Berisi daftar referensi yang digunakan dalam penelitian tugas akhir.

*(halaman ini sengaja dikosongkan)*

## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Energi Angin

Angin adalah udara yang bergerak akibat adanya perbedaan tekanan udara antara tempat yang bertekanan tinggi ke tempat yang bertekanan rendah atau dari daerah dengan suhu rendah ke wilayah bersuhu yang lebih tinggi. Angin merupakan aliran fluida yang mempunyai sifat-sifat aerodinamis, yaitu sifat kompresibel (mampat), viskositas (kekentalan), densitas (kerapatan) dan turbulensi.

Energi yang terkandung didalam aliran angin adalah energi kinetik. Energi inilah yang dikonversi menjadi energi mekanik pada sistem turbin angin. Energi kinetik untuk suatu massa angin  $m$  yang bergerak dengan kecepatan  $v$  dapat diperoleh dengan persamaan berikut [9]:

$$E = \frac{1}{2} m u^2 \quad (2.1)$$

Bila angin menerjang turbin pada luasan *cross section* sebesar  $A$ , dimana laju dari udara adalah  $u$ , maka akan terjadi suatu peristiwa pemindahan volum fluida untuk setiap satuan waktu :

$$V = u A \quad (2.2)$$

Sedangkan aliran massa dengan kerapatan udara  $\rho$ , dijabarkan dalam persamaan berikut:

$$m = \rho u A \quad (2.3)$$

Energi yang tersimpan pada angin dapat ditunjukkan dengan mensubstitusi persamaan (2.3) ke persamaan (2.1) menjadi persamaan energi berikut:

$$P = \frac{1}{2} \rho A u^3 \quad (2.4)$$

Dimana  $P$  adalah suatu perwujudan dari energi kinetic angin untuk setiap satuan waktu. Energi per satuan waktu inilah yang sering disebut dengan daya, Dimana  $u$  adalah kecepatan angin dan  $\rho$  densitas udara. Besar densitas udara diatas permukaan air adalah  $1,225 \text{ kg/m}^3$ .

#### 2.2 Teori Betz Limit

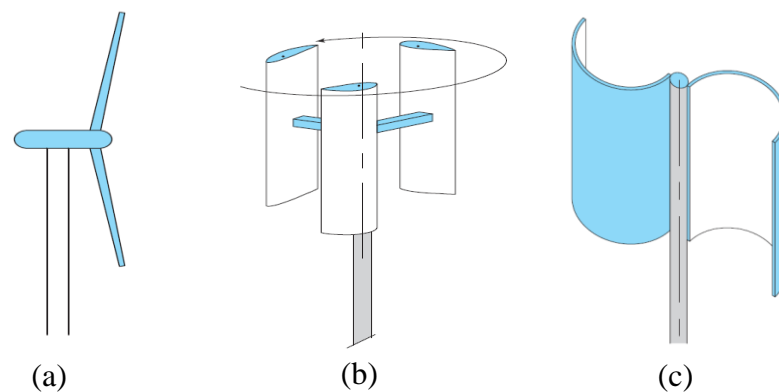
Performa dari suatu *Wind Energy Conversion System* (WECS) dapat diketahui dengan melihat seberapa daya yang dapat diekstrak secara mekanis dari

energi yang tersimpan pada angin. Energi mekanik hanya dapat diperoleh dari energi yang tersimpan dalam aliran angin. Turbin angin tidak dapat menangkap semua aliran energi ini, melainkan hanya sebagian saja. Secara teoritis maksimum energi angin yang dapat diekstrak menjadi energi kinetik hanya sebesar 59,3 % [11]. Besaran tersebut sesuai dengan teori Betz Limit.

### 2.3 Turbin Angin

Turbin angin yang juga dikenal dengan sebutan kincir-angin merupakan alat pengubah energi kinetik angin menjadi energi mekanik untuk memutar generator listrik. Sejarah penggunaan energi angin dimulai sejak abad ke-17 Masehi pada alat mekanik (*Windmill*) untuk memecah batu, menggiling gandum, menggergaji kayu maupun memompa air [9]. Hingga sekarang pemanfaatan turbin angin terus berkembang sebagai turbin angin penghasil energi listrik.

Jenis-jenis turbin angin secara garis besar dapat dibedakan menjadi dua yaitu turbin angin sumbu mendatar yaitu *Horizontal Axis Wind Turbine* (HAWT) merupakan turbin angin dimana sumbu putarnya sejajar dengan tanah. Turbin angin sumbu Tegak yaitu *Vertical Axis Wind Turbine* (VAWT) merupakan turbin angin dimana sumbu putarnya tegak lurus atau vertikal dengan tanah. VAWT memiliki keuntungan seperti desain yang sederhana, dapat bekerja pada segala arah angin, tidak menimbulkan suara bising, dapat diintegrasikan dengan bangunan arsitektual lain serta mudah dalam pemasangan generator, gearbox dan bearing. Selain itu VAWT juga relatif menghasilkan torsi yang lebih tinggi, meskipun secara keseluruhan efisiensinya kalah dibanding HAWT.



**Gambar 2.1** Jenis Turbin Angin,

(a) HAWT, (b) VAWT Tipe Darrieus, (c) VAWT Tipe Savonius [11]

Gambar diatas adalah ilustrasi dari jenis turbin angin yang terdiri dari jenis HAWT dan VAWT. Tipe VAWT yang banyak digunakan untuk pembangkit listrik adalah tipe Darrieus, dimana turbin angin ini memanfaatkan gaya angkat/*lift* untuk memutar rotornya [9]. Sedangkan tipe Savonius dapat berputar akibat dari gaya dorong/*drag* saat sudu atau *blade* menangkap aliran angin. Beberapa karakteristik Turbin angin tipe Darrieus dan Savonius tampak pada tabel berikut:

**Tabel 2.1** Karakteristik Darrieus dan Savonius

No.	Darrieus	Savonius
1.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Memanfaatkan gaya angkat/<i>lift</i></li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Memanfaatkan gaya dorong/<i>drag</i></li> </ul>
2.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Efisiensi relatif lebih tinggi dibanding Savonius</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Koefisien daya relatif lebih rendah dibanding Darrieus</li> </ul>
3.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Beroperasi pada kecepatan angin tinggi</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Beroperasi pada kecepatan angin rendah</li> </ul>
4.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sudu menggunakan penampang airfoil</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sudu berbentuk setengah silinder</li> </ul>

Turbin angin Darrieus sendiri memiliki beberapa tipe dimana perbedaanya terletak dari bentuk sudunya. Inovasi bentuk sudu ini dilakukan guna menyelesaikan permasalahan pada struktur. Beberapa tipe turbin angin darrieus yaitu H-Rotor, Troposkien, Helical dan Quite Revolution. Struktur paling sederhana yaitu tipe H-Rotor dimana turbin angin ini menggunakan bentuk sudu yang lurus.

## 2.4 Parameter desain Turbin Angin

### 2.4.1 Tip Speed Ratio

Tip Speed Ratio ( $\gamma$ ) adalah perbandingan antara kecepatan ujung sudu/*blade* dengan kecepatan angin yang melewatinya [8].

$$\gamma = \frac{\omega R}{u} \quad (2.5)$$

Dimana  $\omega$  adalah kecepatan rotasi dari turbin, R merupakan panjang jari-jari turbin dan  $v$  kecepatan angin.

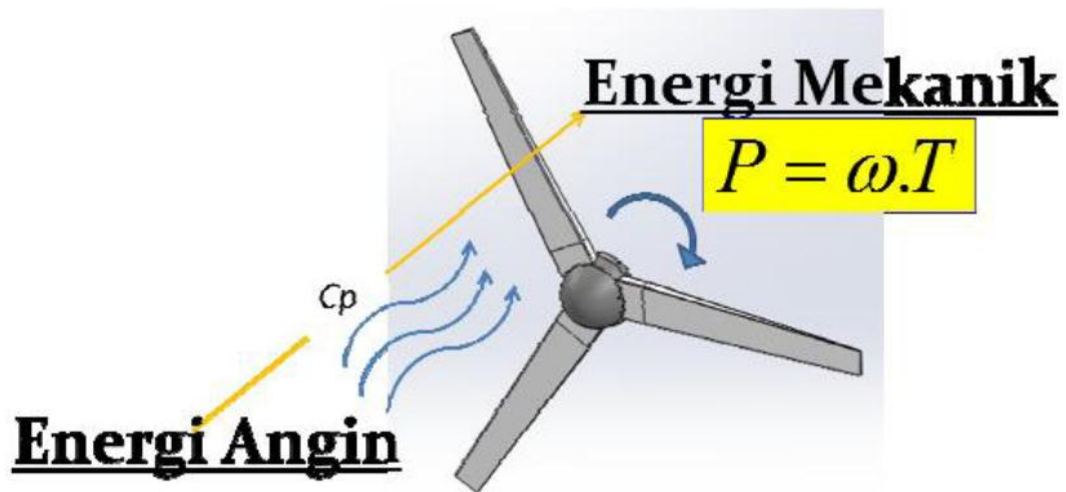
### 2.4.2 Koefisien Daya (Cp)

Kemampuan turbin angin dalam mengkonversi energi angin menjadi energi listrik disebut dengan koefisien daya (Cp) yang dapat dituliskan dengan persamaan:

$$Cp = \frac{P_{mekanik}}{P_{angin}} \quad (2.6)$$

$$Cp = \frac{M\omega}{\frac{1}{2}\rho A u^3} \quad (2.7)$$

Dimana  $P_{mekanik}$  merupakan energi mekanik dan  $P_{angin}$  adalah energi angin. Koefisien daya adalah hal penting dalam merancang turbin angin karena menunjukkan berapa besar energi angin yang dapat diekstraksi dari energi kinetik angin yang melalui penampang turbin. Koefisien daya sangat mempengaruhi kinerja turbin angin dan dipengaruhi konstruksi dan desain dari turbin angin.



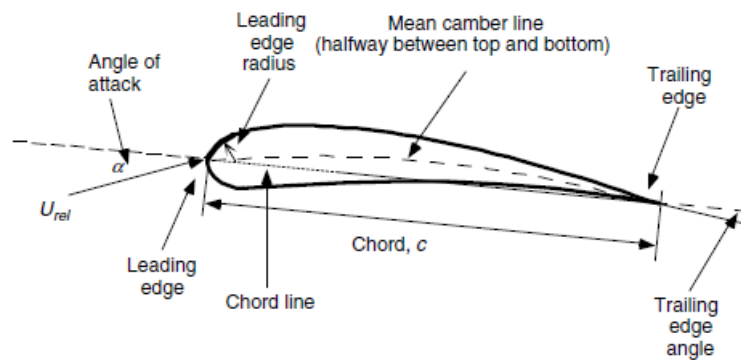
Gambar 2.2 Konversi Energi pada Turbin Angin [12]

## 2.5 Aspek Aerodinamik

### 2.5.1 Pengertian Airfoil

*Airfoil* adalah bentuk geometri khusus dari penampang tegak pada sudu turbin angin yang berguna untuk menyerap gaya mekanik dari suatu fluida yang ada disekitarnya. Profil airfoil banyak digunakan dalam sayap pesawat, sudu balingbaling, sudu kompresor, sudu turbin angin, turbin jet, hydrofoil pada kapal dan sebagainya. Parameter pada airfoil dapat dilihat pada gambar berikut:



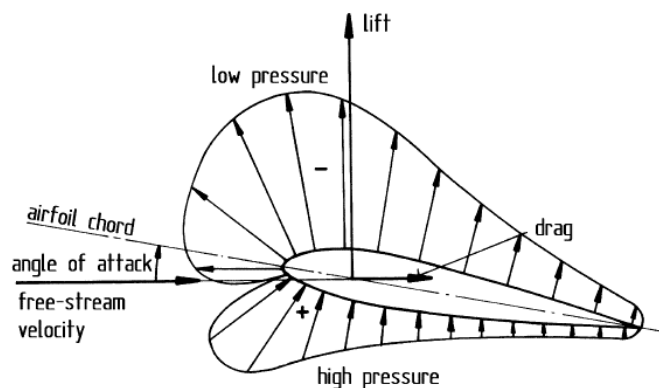


**Gambar 2.3** Gambar Airfoil [9]

Bentuk geometri serta ukuran airfoil sendiri memiliki berbagai macam jenis menurut standard masing-masing. Secara garis besar jenis airfoil dibagi menjadi dua macam yaitu airfoil simetris dan asimetris. Beberapa organisasi yang membuat standar bagi airfoil diantaranya *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) dan National Renewable Energy Laboratory (NREL). Selain airfoil yang dikeluarkan oleh organisasi tersebut, masih ada banyak bentuk dan standar airfoil lain. Namun standar yang sering digunakan dalam industri kapal terbang maupun turbin angin adalah NACA.

### 2.5.2 Aerodinamika Airfoil

Angin melewati airfoil lebih cepat di bagian atas daripada bagian bawahnya. Hal ini akan menimbulkan tekanan yang lebih besar pada bagian bawah sehingga terjadi gaya angkat. Prinsip kerja aerodinamis ini sama halnya pa



**Gambar 2.4** Kerja Aerodinamis pada Airfoil [13]

Gaya aerodinamik merupakan gaya-gaya yang menggerakkan sudu pada turbin angin. Gaya aerodinamika pada airfoil dibagi menjadi tiga

macam yaitu gaya lift, gaya drag dan gaya momen yang bekerja pada airfoil. Gambar 2.3 menunjukkan gambaran gaya-gaya yang bekerja pada airfoil dan penjelasannya sebagai berikut [13]:

- Gaya angkat (*lift*), gaya yang tegak lurus dengan terhadap aliran udara. Gaya angkat ini timbul akibat adanya perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah permukaan airfoil akibat aliran angin yang melewati airfoil. Gaya angkat didefinisikan dengan bilangan tak berdimensi yaitu koefisien angkat ( $C_L$ ) dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho u^2 A} \quad (2.8)$$

- Gaya dorong (*drag*), gaya yang bekerja searah dengan aliran angin. Gaya ini bangkit akibat gesekan viscous pada permukaan airfoil dan perbedaan tekanan antara permukaan yang menghadap dan membelakangi arah aliran angin.

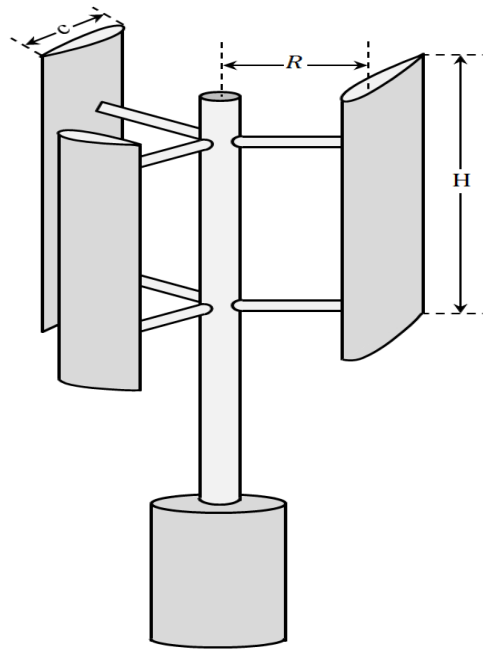
$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho u^2 A} \quad (2.9)$$

- *Pitching moment*, gaya putar yang terjadi akibat ketidak seimbangan dari perbedaan tekanan sepanjang airfoil. Gaya ini bekerja pada sumbu tegak lurus terhadap penampang melintang airfoil.

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho u^2 A c} \quad (2.10)$$

### 2.5.3 Aerodinamika VAWT Darrieus

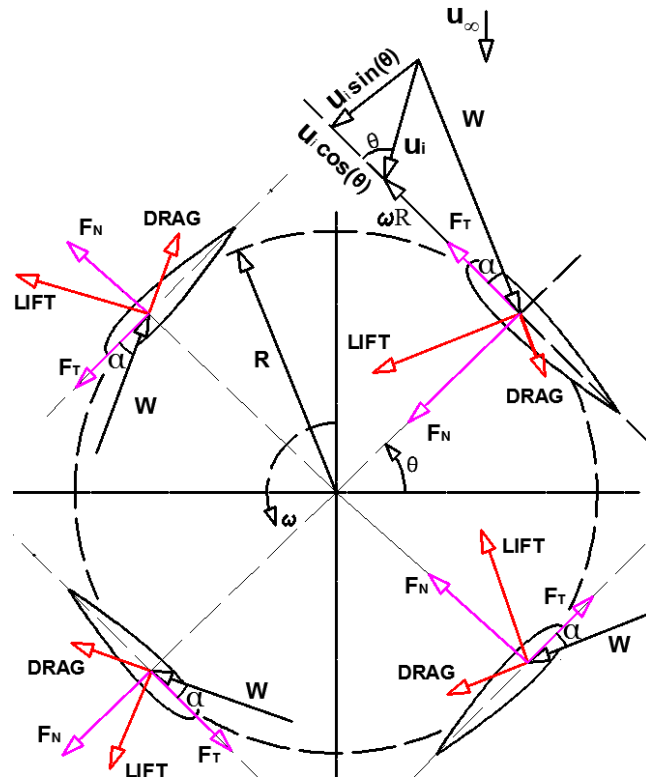
Untuk membandingkan kinerja dari turbin angin, digunakan parameter yang berupa rasio atau perbandingan. Angka rasio ini dibagi menjadi dua yaitu *Solidity Ratio* ( $\sigma$ ) dan *Aspect Ratio* ( $\mu$ ). Nilai dari ratio tersebut didapat berdasarkan dimensi ukuran dari turbin angin. Pada VAWT Darrieus tipe H-Rotor dimensi ukuran tersebut ditunjukkan pada gambar berikut:



**Gambar 2.5** Ukuran Dimensi dari VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor*; R: radius turbin, H: tinggi sudu, c: lebar *chord* [8]

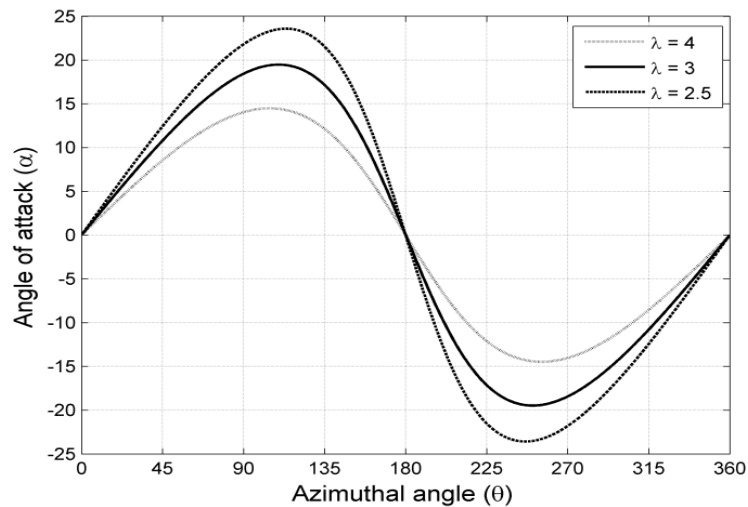
Turbin angin *Darrieus* memiliki sumbu rotasi tegak lurus terhadap arah aliran udara. Akibatnya penampang melintang sudu (*airfoil*) mengalami perubahan *angle of attack* ( $\alpha$ ) selama satu putaran penuh turbin. *Angle of attack* ini dibentuk oleh resultan antara arah alir hembusan angin ( $u_\infty$ ) dan arah angin akibat kecepatan tangensial dari putaran sudu ( $u_T$ ). Resultan arah angin ini disebut angin relative ( $w$ ).

Saat sudu berputar resultan aliran udara pada sudu membangkitkan gaya-gaya aerodinamis. Gaya angkat ( $F_L$ ) dan gaya dorong ( $F_D$ ) juga bervariasi dengan perubahan posisi azimuth sudu ( $\theta$ ) dan *Tip speed ratio* ( $\lambda$ ). Gaya aerodinamis yang dihasilkan dapat dipecahkan menjadi komponen gaya normal ( $F_N$ ) yang penting dalam pertimbangan struktural dan komponen gaya tangensial ( $F_T$ ) yang menentukan kinerja yang dicapai oleh VAWT.



**Gambar 2.6** Vektor gaya dan kecepatan pada VAWT Darrieus [14]

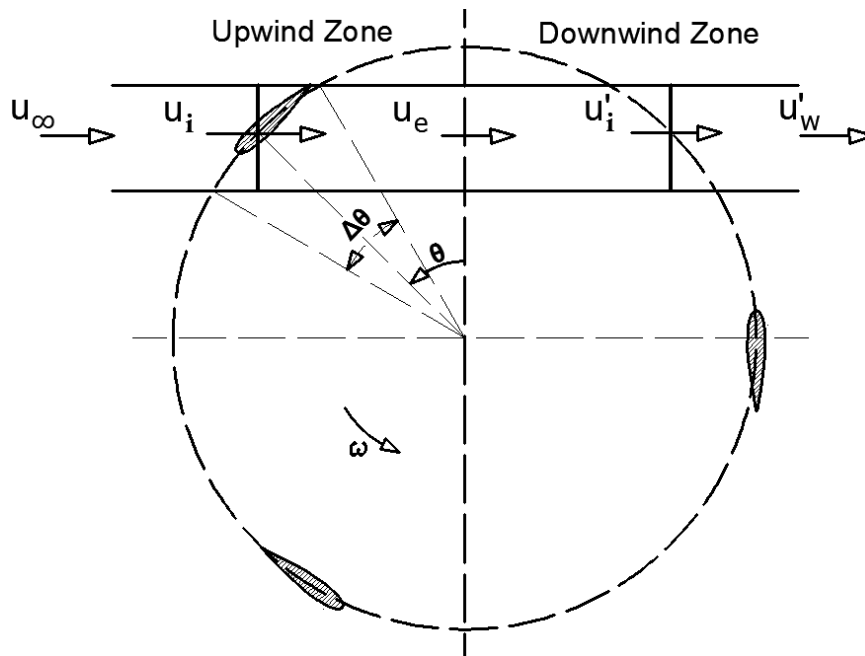
Kinerja aerodinamik VAWT sangat bergantung pada *tip speed ratio*. Rasio ini menentukan nilai dari sudut serang (*angle of attack*) dan kecepatan relatif udara yang menerjang sudu. Pada *tip speed ratio* tinggi nilai maksimum sudut serang yang dicapai rendah. Tetapi meningkat bersama dengan penurunan *tip speed ratio* seperti yang terlihat pada gambar 2.7.



**Gambar 2.7** Perbandingan *tip speed ratio* ( $\lambda$ ) pada grafik sudut serang ( $\alpha$ ) vs sudut azimuth ( $\theta$ ) [15]

## 2.6 Double Multiple Streamtube Model (DMS)

Prediksi kinerja turbin VAWT dengan metode *Double Multiple Streamtube Model* (DMS) telah dikenal sejak tahun 1983. Metode ini dikembangkan dengan cara mengkombinasikan antara *multiple stream models* dengan *double actuator disk theory* [14]. Metode DMS telah mampu menghitung kinerja turbin dengan mempertimbangkan pengaruh bagian *upwind* dan *downwind*. Hal ini sangat penting karena bagian *downwind* tentunya memiliki kecepatan angin lebih kecil dari *upwind* akibat interaksi angin dengan sudu.



**Gambar 2.8** Skema 2-dimensi dari model DMS [14]

## 2.7 Computational Fluid Dynamic (CFD)

CFD singkatan dari *Computational Fluid Dynamics* merupakan suatu metode numerik yang biasa digunakan dalam bidang mekanika fluida. Metode ini muncul sekitar tahun 1970 dengan mengkombinasikan permasalahan fisik, perhitungan numerik dan ilmu komputer. Prinsip kerja dari CFD adalah melakukan diskritisasi untuk melakukan penyelesaian numerik dalam volume atur yang lebih kecil. Setiap volume atur tersebut diselesaikan secara iteratif dengan menyelesaikan persamaan pengaturannya yang meliputi hukum konservasi massa, momentum dan energi [10]. Perhitungan secara diskrit tersebut dilakukan dengan bantuan perangkat keras maupun lunak komputer dengan harapan dapat menyelesaikan permasalahan sesuai dengan kondisi fisiknya.

Sistem analisis CFD terbagi oleh 3 tahap sebagai berikut :

1. *Pre-processor*

Merupakan bagian pemodelan matematis dari suatu fenomena fisik fluida ke sebuah program CFD melalui pembuatan geometri, domain, diskritasi volume atur hingga menentukan lapisan batasnya.

2. *Solver*

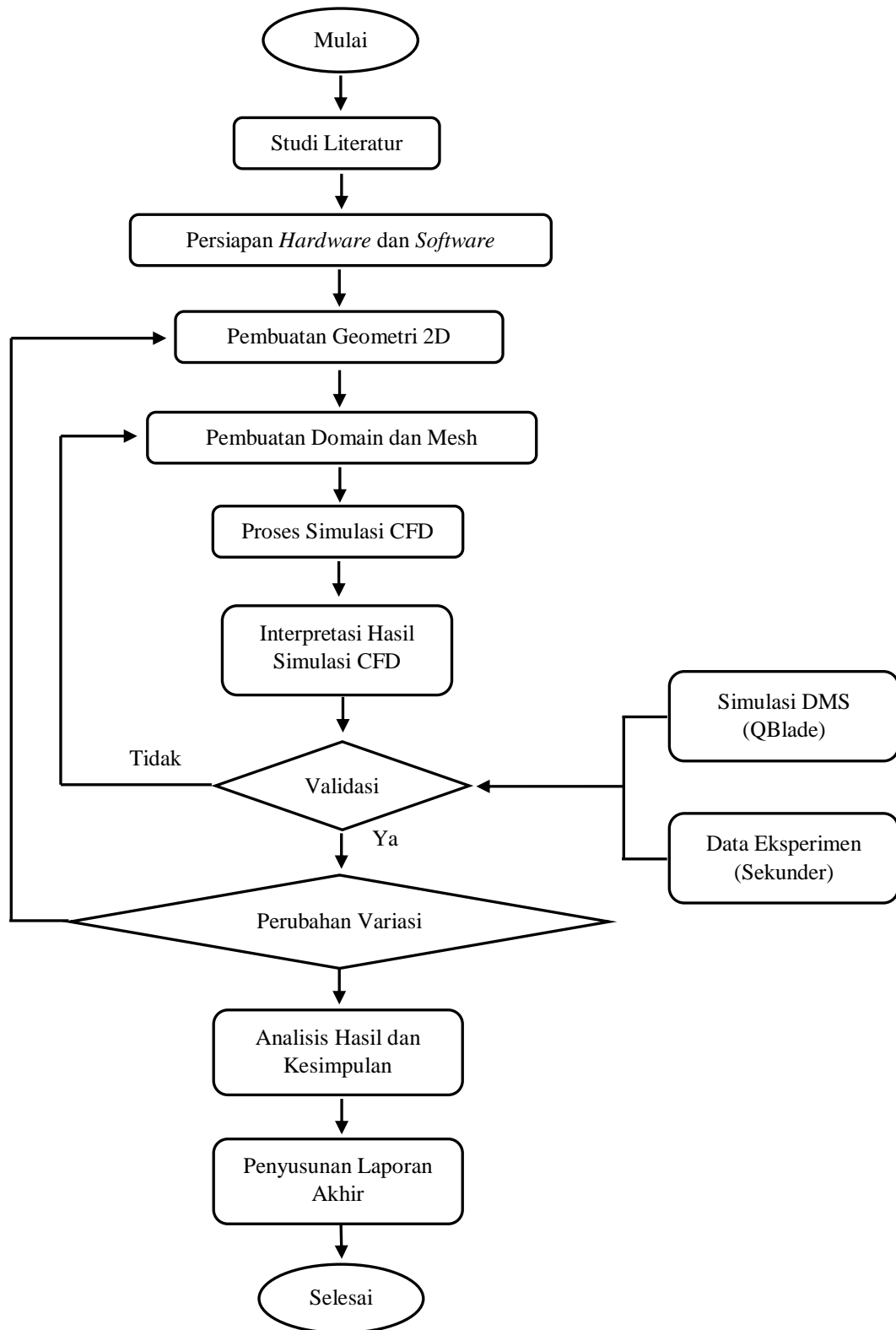
Merupakan bagian utama dari sebuah kegiatan CFD yaitu melakukan perhitungan secara numerik dengan menggunakan algoritma tertentu. Perhitungan yang dilakukan secara iteratif untuk mencapai suatu keadaan yang konvergen sesuai kriteria residual yang diberikan.

3. *Post-processor*

Hasil simulasi CFD adalah berupa variable-variabel yang memiliki nilai pada titik tertentu. Agar dapat dipahami dengan mudah maka perlu dilakukan olah data dalam bentuk kontur, grafik ataupun tabel-tabel yang diinginkan.

## BAB III METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 Diagram Alir Penelitian



**Gambar 3.1** Diagram Alir Metodologi Penelitian

### 3.2 Penjelasan Diagram Alir Penelitian

Berdasarkan diagram alir penelitian diatas, dapat dijelaskan langkah-langkah dalam penelitian pada Tugas Akhir ini sebagai berikut:

#### 1. Studi Literatur

Penulis mencari informasi dari berbagai sumber referensi mengenai teori Turbin Angin khususnya VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor* serta referensi tentang analisis CFD. Sumber referensi tersebut berupa jurnal nasional maupun internasional, skripsi, tesis, buku dan referensi lain dari internet.

#### 2. Persiapan *Hardware* dan *Software*

Pada tahap ini dilakukan persiapan serta instalasi perangkat keras dan lunak komputer. Diantara perangkat lunak yang digunakan yaitu ANSYS *Fluent* 18.1 sebagai *software* komputasi berbasis *Computational Fluid Dynamic* (CFD). Program pembuatan geometri *Design Modeler*, *mesh* dan *CFD post* berada satu paket bersama *Fluent* pada ANSYS *Workbench*. *Software* lain yaitu QBlade v0.96 turut serta digunakan dalam penelitian ini sebagai *software* komputasi berbasis *Double Multiple Streamtube* (DMS). Selain kedua *software* diatas juga digunakan Microsoft Excel untuk memudahkan perhitungan dan pembuatan kurva.

#### 3. Pembuatan Geometri 2-Dimensi

Pembuatan geometri dua dimensi ini merupakan langkah awal simulasi CFD yang juga disebut sebagai tahap *Pre-processing*. Pada tahap ini dilakukan dua kegiatan yaitu mendapatkan koordinat airfoil dan membuat geometri turbin dua dimensi. Airfoil yang digunakan adalah NACA 4 digit, dimana standar airfoil ini dibentuk dari persamaan matematis tertentu sehingga dapat dibuat menggunakan *software* komputer. Pada penelitian ini digunakan *software* QBlade untuk mendapatkan koordinat airfoil. Sedangkan model geometri turbin dua dimensi dibuat dengan ANSYS *Design Modeler*.

#### 4. Pembuatan Domain dan *Mesh*

Tahapan *Pre-processing* CFD selanjutnya yaitu pembuatan Domain dan *Mesh*. Tujuan pembuatan domain yaitu untuk mendefinisikan volume atur yang akan dilakukan perhitungan secara numerik. Selanjutnya domain yang sudah dibuat dilakukan diskretisasi dengan membuat *mesh*. Tahapan ini



dikerjakan dengan menggunakan aplikasi *Mesh* yang terintegrasi didalam ANSYS *Workbench*.

#### 5. Proses Simulasi CFD

Tahapan ini juga disebut tahap *Solving* yang merupakan lanjutan dari *Pre-processing*. Proses simulasi CFD dilakukan dengan menggunakan aplikasi ANSYS *Fluent* 18.1. Dimana pemilihan formula penyelesaian, model fisik, sifat material, kondisi batas, pengaturan tingkat konvergensi dan penentuan nilai referensi dilakukan pada tahap ini. Pada penelitian ini proses simulasi dilakukan 2 tahap yaitu simulasi *steady* dan *unsteady*.

#### 6. Interpretasi Hasil Simulasi CFD

Hasil simulasi CFD belum dapat dipahami dengan mudah karena hasilnya berupa nilai-nilai variabel aliran seperti kecepatan, tekanan dan temperatur pada titik tertentu. Agar dapat dibaca dan dianalisis dengan mudah maka hasil simulasi tersebut harus diolah. Hasil olahan tersebut dapat disajikan dalam bentuk kurva maupun kontur. Tahapan ini juga disebut *Post-processing* yang dikerjakan dengan aplikasi ANSYS CFD *Post* dan Microsoft Excel.

#### 7. Validasi

Simulasi CFD memberi penyelesaian pada model matematis, sehingga perlu dilakukan validasi agar hasil simulasi sesuai ekspektasi dan mendekati model fisiknya. Validasi pada penelitian ini menggunakan hasil komputasi dari *software* berbasis DMS dan data sekunder berupa data eksperimental yang dipublikasikan. *Software* berbasis DMS yang digunakan adalah *software Open Source* bernama QBlade.

#### 8. Perubahan Variasi

Pada tahap ini kegiatan diulang dari pembuatan geometri dua dimensi (nomor 2) dengan memberikan variasi pada beberapa variabel. Secara garis besar variasi yang ada dibedakan oleh variabel utama yaitu jumlah sudu/*blade* (n). Adapun jumlah sudu yang dipilih yaitu 1 sudu dan 3 sudu, dimana simulasi dengan 1 sudu digunakan sebagai tahap Pre-analisis sedangkan 3 sudu sebagai tahap Komprehensif analisis. Pada masing-masing jumlah sudu tersebut akan divariasikan dengan variabel lain berupa Radius (R), profil airfoil, sudut *pitch* dan lebar *chord* (c).

## 9. Analisis Hasil dan Kesimpulan

Pada tahap ini dilakukan analisis terhadap data yang telah diolah dalam bentuk kurva dan tabel. Setelah itu, ditarik kesimpulan berdasarkan permasalahan dan tujuan dari penelitian tugas akhir ini.

## 10. Penyusunan Laporan Akhir

Tahap akhir dari penelitian ini adalah penyusunan laporan Tugas Akhir dari hasil analisis kinerja aerodinamik VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor*.

### 3.3 Pelaksanaan Simulasi CFD

Proses simulasi CFD pada penelitian ini secara garis besar dibedakan menjadi 2 tahapan yang berbeda yaitu untuk keperluan Pre-analisis dan Komprehensif analisis. Simulasi untuk tahap Pre-analisis dilakukan pada model VAWT *H-Rotor* dengan jumlah sudu 1 buah saja. Tujuannya untuk mengetahui perilaku pembangkitan momen selama sudu melakukan satu rotasi penuh. Sedangkan simulasi pada tahap Komprehensif analisis dilakukan untuk mengetahui kinerja turbin pada kondisi sesungguhnya menggunakan model VAWT *H-Rotor* dengan jumlah sudu 3 buah. Alasan lain untuk melakukan analisis dengan model VAWT *H-Rotor* 1 sudu adalah karena komputasinya yang jauh lebih cepat dibanding model 3 sudu. Lebih jelasnya perbedaan antara simulasi Pre-analisis dan Komprehensif analisis dijabarkan pada Tabel 3.1 berikut:

**Tabel 3.1** Perbedaan Simulasi Pre-analisis dan Komprehensif Analisis

Pre-analisis	Komprehensif analisis
<ul style="list-style-type: none"><li>• Simulasi menggunakan model VAWT <i>H-Rotor</i> 1 sudu</li><li>• Untuk mengetahui perilaku pembangkitan Momen (kurva <math>C_m</math>-<math>\theta</math>)</li><li>• Kepadatan <i>mesh</i> rendah (<math>\pm 20.000</math> sel)</li><li>• Simulasi dilakukan selama 1 rotasi</li><li>• Waktu komputasi relatif singkat</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Simulasi menggunakan model VAWT <i>H-Rotor</i> 3 sudu</li><li>• Untuk mengetahui kinerja turbin keseluruhan (kurva <math>C_p</math>-TSR)</li><li>• Kepadatan <i>mesh</i> tinggi (<math>\pm 140.000</math> sel)</li><li>• Simulasi dilakukan selama 3 rotasi</li><li>• Waktu komputasi relatif lama (660 menit dengan CPU core 2 Duo)</li></ul>

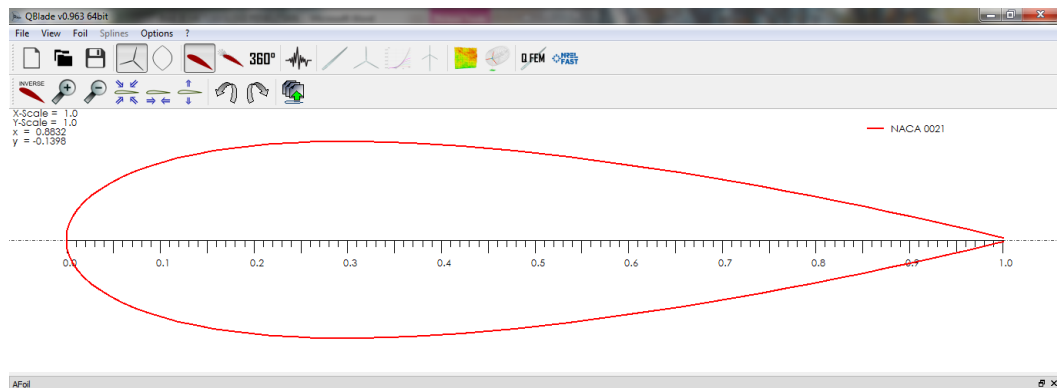
Pada bagian ini dijabarkan tahap-tahap proses simulasi CFD untuk keperluan komprehensif analisis.

### 3.3.1 Pre-processing

Tahap *Pre-processing* bertujuan untuk membuat model geometri dan *computational domain* yang merepresentasikan suatu masalah fisik. Langkah-langkah yang dikerjakan pada tahap ini yaitu:

1. Mendapatkan koordinat airfoil.

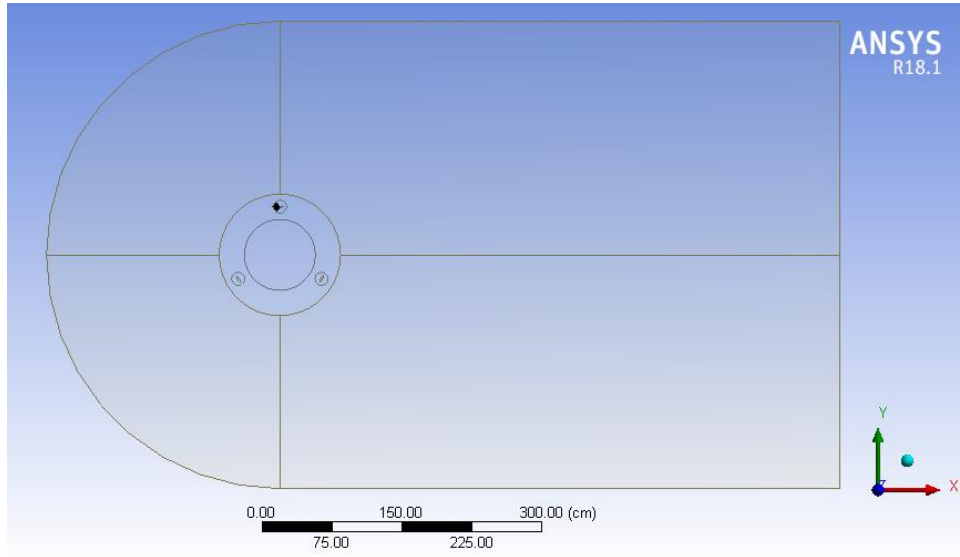
Airfoil adalah komponen yang sangat penting dalam simulasi ini, untuk itu diperlukan ketelitian yang tinggi. Pada simulasi awal digunakan airfoil simetris NACA 0021 dimana koordinat airfoil tersebut digenerasi menggunakan software QBlade.



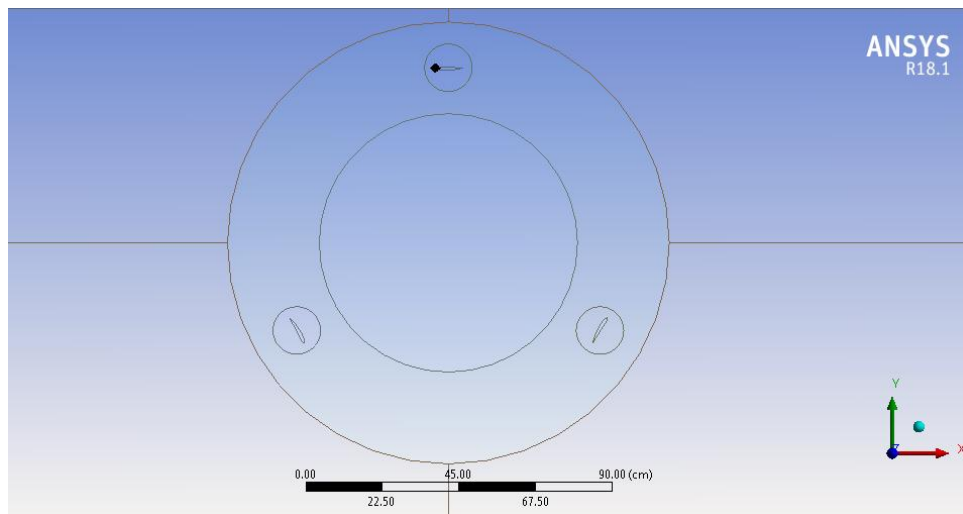
**Gambar 3.2** Model Airfoil NACA 0021 pada Software Qblade

2. Membuat geometri pada ANSYS *Design Modeler*

Tujuan dari pembuatan geometri ini adalah untuk membuat model matematis yang dapat merepresentasikan bentuk fisik dari VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor*. Selain meng-*import* koordinat airfoil juga dibuat geometri turbin dua dimensi sesuai ukuran yang direncanakan. Selain itu juga dilakukan pembuatan berbagai macam domain yang terdiri dari domain fluida, domain area rotasi, domain stasioner dan domain area *blade*.



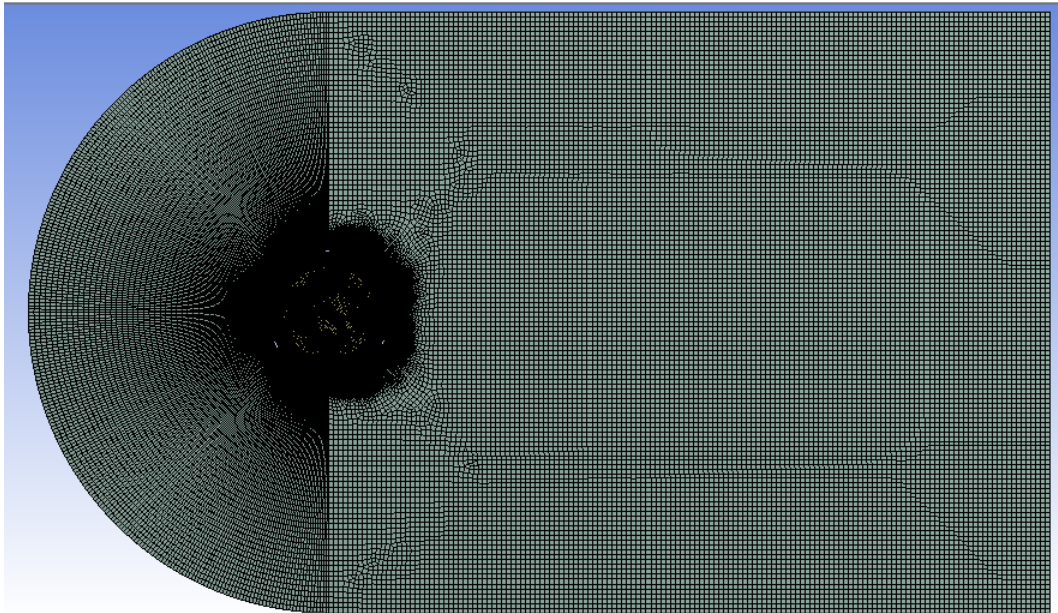
**Gambar 3.3** Geometri dan Domain Model 2D VAWT



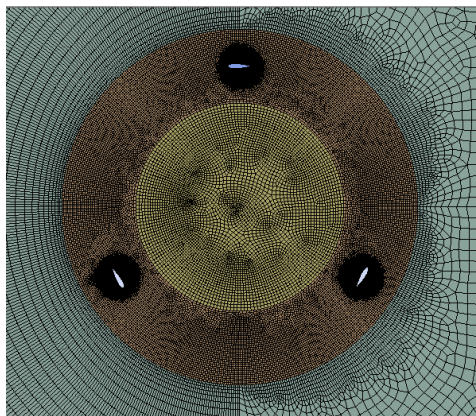
**Gambar 3.4** Geometri Area Rotasi Model 2D VAWT

### 3. Meshing

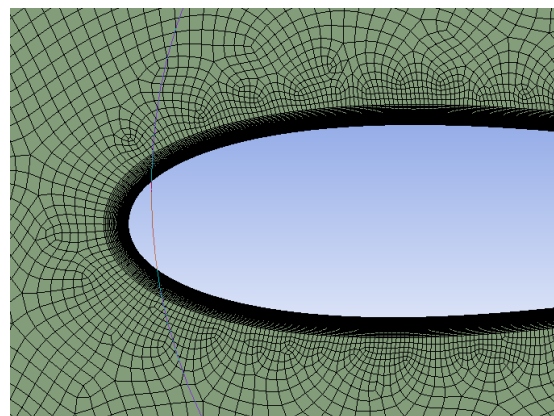
Proses *meshing* sangat berperan dalam berjalanya simulasi. Secara umum semakin banyak jumlah *mesh* maka tingkat akurasi semakin tinggi namun mengakibatkan waktu komputasi yang lama. Dalam simulasi ini struktur yang digunakan adalah *unstructured mesh* dengan metode *meshing quadrilateral*. Mesh diatur agar area rotasi lebih padat dan halus dari area fluida, begitu juga area *blade* dibuat agar lebih padat dari area yang lain. Gambar 3.5 dan 3.6 menunjukkan hasil *meshing*.



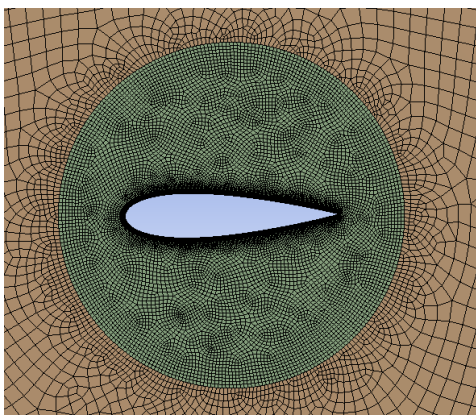
**Gambar 3.5** Hasil Meshing Keseluruhan Domain



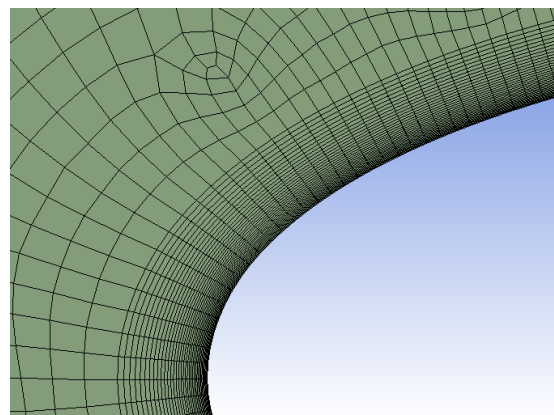
(a)



(c)



(b)

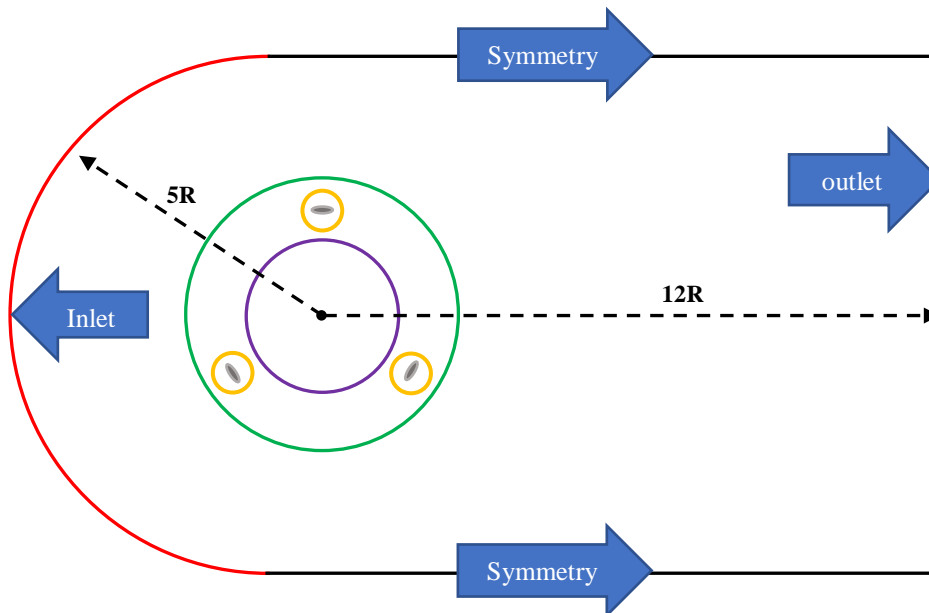


(d)

**Gambar 3.6** Strategi *Meshing*: (a) Area Rotasi (b) Area *Blade* (c) Area Airfoil (d) Permukaan Airfoil

#### 4. Penamaan *boundary conditions*

Nama kondisi batas dan dimensinya di deberikan seperti Gambar 3.7 dimana warna merah merupakan *inlet*, warna biru mewakili *outlet*, hitam sebagai *symmetry*, hijau adalah *rotor area* atau daerah yang diputar, warna ungu merupakan *stationer area* atau daerah diam. Warna oranye didefinisikan sebagai *blade area* dimana domain ini bergerak mengikuti perputaran *rotor area* dan yang terakhir abu-abu sebagai *airfoil*. Kemudian domain paling besar diberi nama *fluid area*.



**Gambar 3.7** Kondisi Batas

#### 3.3.2 Solving

Pada tahap ini dilakukan idealisasi pada masalah-masalah fisik yang ada, diantaranya:

1. Fluida udara merupakan aliran *incompressible*
2. Kondisi aliran adalah transient
3. Perpindahan suhu diabaikan
4. Kecepatan angin diasumsikan arahnya merata

Kemudian dilakukan pengaturan pada *software Fluent*. Adapun langkah-langkah pengaturan untuk contoh kasus model validasi 3 sudu pada  $TSR = 3,3$  adalah sebagai berikut:

1. Membuka *software Fluent* melalui ANSYS Workbench.

Sebelum *Fluent* dapat digunakan terlebih dulu memilih pengaturan pada tampilan *Fluent Launcher*. Yang perlu diperhatikan adalah untuk mengaktifkan opsi *Double Precision* dan *Parallel (Local Machine)*. Pada bagian *Processes* dibawah *Solver* isikan jumlah proses yang akan dijalankan dalam satu proses simulasi. Semakin banyak proses yang dapat dijalankan akan meningkatkan kecepatan komputasi namun hal tersebut harus sesuai dengan kemampuan *hardware* yang digunakan. Pada simulasi ini diberikan jumlah proses yaitu 2 untuk CPU core 2 Duo dimana memiliki 2 inti *Processor*. Selanjutnya *Fluent* secara otomatis akan membaca file mesh yg telah dibuat.

2. Mendefinisikan pengaturan *General* dan *Models*.

Pelaksanaan simulasi ini memodelkan suatu aliran dengan nilai *Mach Number* yang rendah sehingga digunakan tipe *Pressure-based*. Sedangkan untuk kondisi aliran *supersonic* menggunakan *Density-Based* [16]. *Viscous model* yang digunakan yaitu k-epsilon (k- $\epsilon$ ), komputasi dengan model turbulensi ini tergolong lama karena terdiri dari dua persamaan k untuk transport energi kinetik turbulen dan  $\epsilon$  merupakan variabel dari laju *dissipation* energi turbulen. Persamaan ini memberikan hasil yang lebih akurat untuk kasus aliran yang berotasi dan melibatkan separasi aliran [17]. Lebih lengkapnya pengaturan diisi dengan konfigurasi sebagai berikut:

**Tabel 3.2** Data Konfigurasi *General* dan *Models*

<i>Solver</i>	<i>Type</i> <i>Time</i> <i>Velocity formulation</i>	<i>Pressure-based</i> <i>Transient</i> <i>Absolute</i>
<i>Viscous</i>	<i>Viscous model</i> <i>k-epsilon model</i> <i>Model Constants</i>	<i>k-epsilon (2 equations)</i> <i>Realizable</i> <i>Defaults</i>

3. Memberikan nilai properti pada *Materials*

**Tabel 3.3** Properti Udara

<i>Properties</i>	<i>Method</i>
<i>Density (<math>\rho</math>) (kg/m<sup>3</sup>)</i>	<i>Constant (1,225)</i>
<i>Viscosity (<math>\nu</math>) (kg/m-s)</i>	<i>Constant (0,000017894)</i>

4. Menentukan *Cell Zone Conditions***Tabel 3.4** Data Konfigurasi *Cell Zone*

fluid area		
Material Name	Air (udara)	
Frame Motion	Off	
rotor area		
Material Name	Air (udara)	
Mesh Motion	On	
	Relative To Cell Zone	Absolute
	Rotation-Axis Origin	
	X (m) :	0
	Y (m) :	0
	Rotational Velocity	57,62 rad/s (Berubah menyesuaikan kondisi pada setiap variasi)
stationer area		
Material Name	Air (udara)	
Frame Motion	Off	
blade area		
Material Name	Air (udara)	
Mesh Motion	On	
	Relative To Cell Zone	rotor area
	Rotation-Axis Origin	
	X (m) :	0
	Y (m) :	0
	Rotational Velocity (Relative)	0



##### 5. Menentukan data *Boundary Conditions*

Pada simulasi ini terdapat beberapa *boundary conditions* yang digunakan yaitu *velocity inlet*, *pressure outlet* dan *wall boundary condition*. *Velocity inlet* diatur sesuai kondisi uji coba *wind tunnel* yang tertera pada data sekunder eksperimen dimana kecepatan angin datang memiliki *velocity magnitude* 9 m/s pada arah sumbu x [18;19]. Sedangkan *Turbulent Method* dipilih *Intensity and Length Scale*. *Turbulent Intensity* merepresentasikan sensitifitas fluida terhadap perubahan gerak akibat massa jenisnya yang kecil. Untuk kasus turbulensi rendah atau pada peralatan dan aliran yang tidak kompleks nilainya dibawah 1%, pada simulasi ini diisi sesuai referensi [17].

**Tabel 3.5** Data *Inlet Boundary Conditions*

<b><i>Velocity Inlet</i></b>		
<i>Momentum</i>	<i>Velocity Specification Method</i>	<i>Magnitude, Normal to Boundary</i>
	<i>Reference Frame</i>	<i>Absolute</i>
	<i>Velocity Magnitude (m/s)</i>	9
	<i>Pressure (Pascal)</i>	0
<i>Turbulence</i>	- <i>Specification Method</i>	<i>Intensity and Length Scale</i>
	- <i>Turbulent Intensity (%)</i>	0,1
	- <i>Turbulent Length Scale (m)</i>	0,005

*Pressure Outlet* diisi sesuai kondisi atmosfer luar yang tidak terkena pengaruh dari sistem seperti tertera pada table berikut:

**Tabel 3.6** Data *Outlet Boundary Conditions*

<b><i>Pressure Outlet</i></b>		
<i>Momentum</i>	<i>Gauge Pressure (Pascal)</i>	0
	<i>Backflow Direction Specification Method</i>	<i>Normal to Boundary</i>
<i>Turbulence</i>	- <i>Specification Method</i>	<i>Intensity and Length Scale</i>
	- <i>Turbulent Intensity (%)</i>	0,1
	- <i>Turbulent Length Scale (m)</i>	0,005

**Tabel 3.7** Data Wall Boundary Conditions

<i>Airfoil Wall</i>		
<i>Momentum</i>	<i>Wall Motion</i>	<i>Moving Wall</i>
	<i>Motion</i>	<i>Relative to Adjacent Cell Zone</i>
	<i>Shear Condition</i>	<i>No Slip</i>
	<i>Wall Roughness</i>	
	- <i>Roughness Height (m)</i>	<i>0 (default)</i>
	- <i>Roughness Constant</i>	<i>0,5 (default)</i>

#### 6. Pendefinisian Mesh Interface

*Mesh interface* ini berfungsi untuk menjembatani antara dua tau lebih *interface* yang berbeda. Dimana masing-masing *interface* dibentuk oleh *cell zone* yang terpisah. Pembuatan *mesh interface* dimulai dengan membentuk *contact region* yang kemudian didefinisikan *cell zone* mana yang saling berinteraksi.

#### 7. Pendefinisian Solution Methods

Pemilihan *Solution Methods* akan memberikan perintah kepada *Fluent* bagi mana algoritma yang digunakan untuk menyelesaikan permasalahan numerik. Pada kasus model VAWT 2-dimensi, pemilihan *Solution Methods* tidak memberikan perbedaan hasil koefisien momen yang signifikan [20]. Pada simulasi kali ini penyelesaian dan diskritisasi yang digunakan sebagai berikut:

**Tabel 3.8** Data Solution Methods

<i>Pressure-Velocity</i>	<i>Scheme</i>	<i>SIMPLE</i>
<i>Spatial Discretization</i>	<i>Gradient</i>	Least Squares Cell Based (default)
	<i>Pressure</i>	<i>Standart</i>
	<i>Momentum</i>	<i>Second Order Upwind</i>
	<i>Turbulent Kinetic Energy</i>	<i>Second Order Upwind</i>
	<i>Turbulent Dissipation Rate</i>	<i>Second Order Upwind</i>

#### 8. Pengaturan *Residual Monitor*

Iterasi dikatakan konvergen bila nilai residual berada dibawah maksimum eror yang diijinkan. Bila konvergensi sudah terjadi maka iterasi dihentikan lalu melanjutkan komputasi pada *time step selanjutnya*. Pemberian nilai toleransi eror yang semakin kecil menjadikan waktu komputasi tiap *time step* menjadi lama dengan ekspektasi hasil yang didapatkan semakin baik. Oleh karenanya perlu diberikan nilai kriteria konvergensi secara bijak. Pada simulasi ini, nilai kriteria residual ditunjukkan dalam Tabel 3.9 di bawah ini.

**Tabel 3.9** Kriteria Konvergen

<i>Equations</i>	<i>continuity</i>	<i>0,00001</i>
	<i>x-velocity</i>	<i>0,00001</i>
	<i>y-velocity</i>	<i>0,00001</i>
	<i>z-velocity</i>	<i>0,00001</i>
	<i>k</i>	<i>0,0001</i>
	<i>epsilon</i>	<i>0,0001</i>

#### 9. Melakukan inisialisasi simulasi

Kondisi aliran yang disimulasikan dalam pekerjaan ini adalah *transient*, Namun untuk memberikan niali kondisi awal dilakukan dengan inisialisasi berupa simulasi aliran *steady*. Tebakan awal yang digunakan untuk perhitungan adalah besaran kecepatan angin datang. Jadi pilih opsi *inlet* pada bagian *Compute From*.

**Tabel 3.10** Data *Solutions Initialization*

<i>Initialization Methods</i>	<i>Standard Initialization</i>	
<i>Compute From</i>	<i>Inlet</i>	
<i>Reference Frame</i>	<i>Absolute</i>	
<i>Initial Values</i>	<i>Gauge Pressure</i>	<i>0</i>
	<i>X Velocity (m/s)</i>	<i>9</i>
	<i>Y Velocity (m/s)</i>	<i>0</i>
	<i>Z Velocity (m/s)</i>	<i>0</i>

**Tabel 3.10** Data *Solutions Initialization* (Lanjutan)

	<i>Turbulent Kinetic</i>	<i>Defaults (Computer</i>
	<i>Energy (m<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>)</i>	<i>calculation)</i>
	<i>Turbulent Dissipation</i>	<i>Defaults (Computer</i>
	<i>Rate (m<sup>2</sup>/s<sup>3</sup>)</i>	<i>calculation)</i>

10. Menjalankan kalkulasi

Tahapan ini merupakan tahap terakhir dari proses komputasi. *Time step* adalah jarak waktu antar komputasi. Dimana dalam satu *time step* dapat diselesaikan dengan beberapa kali iterasi hingga mencapai nilai konvergen.

Pada simulasi ini *time step* yang diinginkan adalah waktu untuk sudu/*blade* menempuh sudut  $2^0$ . Sehingga kecepatan putar yang diinputkan akan mempengaruhi harga *time step*. Sehingga harus dihitung dengan persamaan berikut

$$time\ step = \frac{T}{360 \times \Delta\theta}$$
$$time\ step = \frac{S / Vt}{360 \times \Delta\theta}$$

Dimana T adalah periode sudu melakukan satu kali rotasi, S adalah jarak tempuh sudu melakukan satu kali rotasi, Vt merupakan kecepatan tangensial sudu dan  $\Delta\theta$  adalah *increment* sudut yang direncanakan yaitu  $2^0$ . Sehingga pada contoh perhitungan ini didapatkan nilai *time step* sebagai berikut:

$$time\ step = \frac{3,24 / 29,7}{360 \times 2} = 0,0006055\ s$$

Nilai *time step* tersebut untuk harga TSR = 3,3.

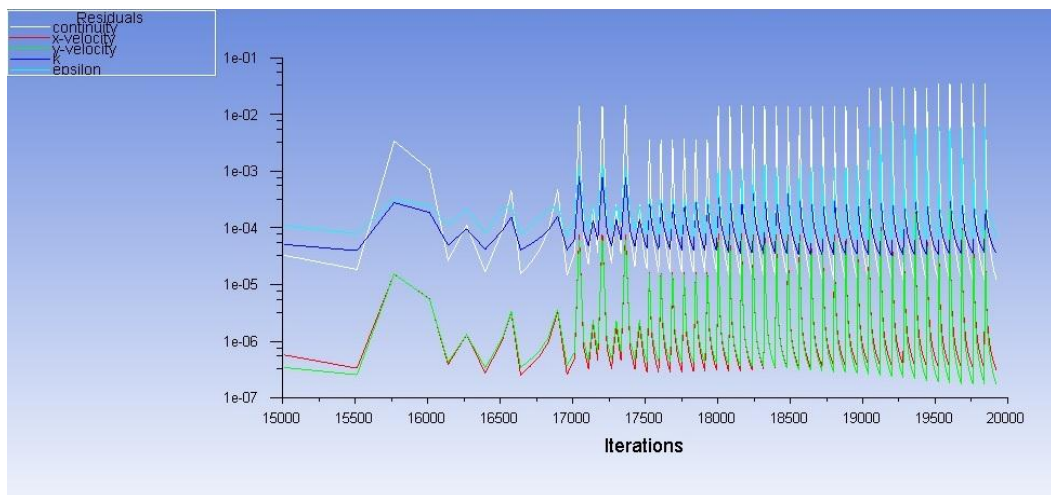
Sedangkan *Number of Step* adalah seberapa banyak *time step* yang akan dihitung. Pada simulasi ini turbin diinginkan menjalani 3 kali rotasi sehingga

$$Number\ of\ Step = \frac{T}{\Delta\theta} \times 3$$
$$Number\ of\ Step = \frac{0,109}{2} \times 3 = 540$$

Setiap satu komputasi *time step* akan dihitung dengan beberapa kali iterasi. Harapannya banyaknya iterasi yang dilakukan mampu mencapai konvergensi sesuai kriteria yang telah ditentukan. Tetapi semakin banyak iterasi tidak menjamin kalkulasi akan mencapai konvergen. Untuk itu perlu diberikan batasan berupa banyaknya iterasi maksimum yang boleh dilakukan. Menimbang model dan *mesh* yang telah dibuat juga kriteria konvergensi yang telah ditentukan maka pada simulasi ini diberikan maksimum iterasi sebanyak 80. kalkulasi akan berhenti jika iterasi yang telah dilakukan mencapai angka 80, lalu secara otomatis akan dilanjutkan kalkulasi pada *time step* berikutnya.

#### 11. Monitoring

Ketika simulasi berjalan bisa diamati apakah hasil komputasi sudah mengalami konvergen atau belum, apakah model yang dibuat sudah baik atau buruk juga dapat diketahui apakah penentuan nilai maksimum iterasi dan kriteria konvergensi sudah tepat. Tampilan *monitoring residual* terlihat seperti pada Gambar 3.8



**Gambar 3.8** Monitoring Residual

#### 3.3.3 Post-processing

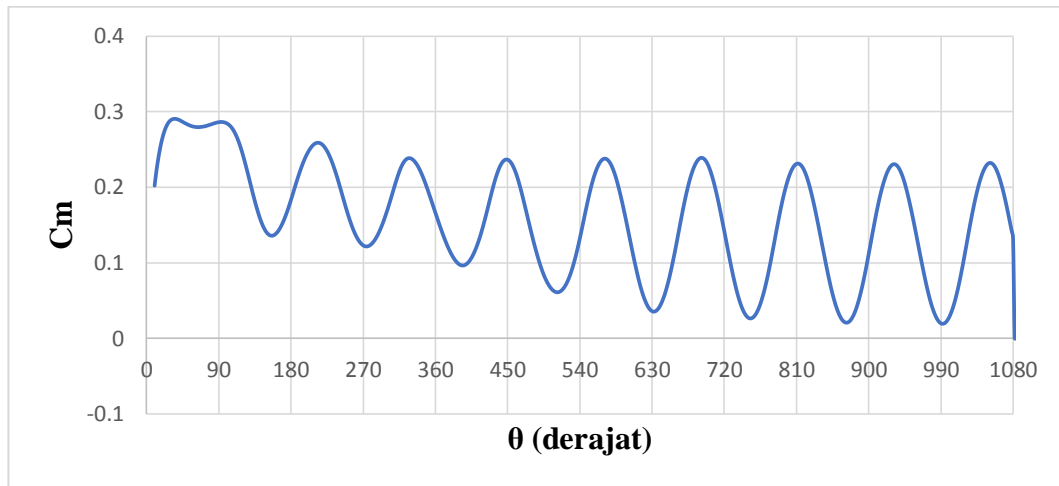
Keluaran yang dipakai dari hasil simulasi CDF menggunakan *software* ANSYS *Fluent* berupa plotting nilai koefisien momen tiap *time step*-nya. Sebelum disajikan dalam bentuk kurva, nilai *time step* perlu diubah menjadi *increment* sudut ( $\theta$ ).

$$\Delta\theta = \frac{dt \times 360}{T}$$

Dimana  $dt$  adalah *time step* dan  $T$  merupakan periode 1 kali rotasi turbin. Sehingga

$$\Delta\theta = \frac{0,0006055 \times 360}{0,109} = 2^0$$

Selanjutnya disajikan dalam bentuk kurva koefisien momen ( $C_m$ ) vs *Azimuthal Angle* ( $\theta$ )



**Gambar 3.9** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  untuk TSR 3,3

Untuk mendapatkan nilai koefisien daya ( $C_p$ ) dilakukan dengan cara merata-ratakan nilai  $C_m$  pada putaran ketiga atau pada rentang sudut azimuth  $720^0$  sampai  $1080^0$ . Hal ini bertujuan untuk mendapatkan hasil yang valid, karena pada sudut ini fluktuasi nilai  $C_m$  sudah stabil. Nilai rata-rata  $C_m$  tersebut dipakai untuk menghitung koefisien daya sesuai persamaan berikut:

$$C_p = \frac{P_t}{P_a} = \frac{M\omega}{\frac{1}{2}\rho Au^3}$$

Pada *software Fluent*, harga momen  $M$  didapat dari nilai koefisien momen  $C_m$  yang dirumuskan sebagai:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho u^2 AL}$$

Sama seperti persamaan sebelumnya,  $A$  adalah luasan *cross-section* dari turbin angin. Sedangkan  $L$  adalah panjang lengan momen, dimana pada kasus turbin angin VAWT lengan momen berupa radius  $R$ . Sehingga persamaan koefisien daya menjadi:

$$C_p = \frac{C_m \frac{1}{2} \rho u^2 A R \omega}{\frac{1}{2} \rho A u^3} = C_m \frac{\omega R}{u}$$

Persamaan diatas dibentuk oleh *tip speed ratio* (TSR) yang dituliskan sebagai berikut:

$$TSR = \frac{\omega R}{u}$$

Maka koefisien daya yang diperoleh dari simulasi *Fluent* dapat dihitung dengan nilai  $C_m$  dan TSR sebagai berikut:

$$C_p = C_m \times TSR$$

Pada contoh perhitungan ini, nilai  $C_m$  rata-rata dari simulasi *Fluent* adalah 1,254 yang dijalankan pada contoh nilai  $TSR = 3,3$ . Jadi nilai koefisien daya pada *tip speed ratio* tersebut yaitu:

$$C_p = 1,254 \times 3,3$$

$$C_p = 0,414$$

Selanjutnya perhitungan tersebut dilakukan untuk masing-masing TSR kemudian seluruh hasil  $C_p$  pada tiap-tiap TSR dapat diplot menjadi kurva  $C_p$ -TSR.

### 3.4 Input Data TSR

Tahapan simulasi diatas merupakan contoh yang berlaku pada kasus nilai  $TSR = 3,3$ . Padahal untuk keperluan validasi dibutuhkan variasi nilai TSR sesuai data sekunder eksperimen yang didapat. Berubahnya nilai TSR akan mempengaruhi *input* data pada simulasi yaitu kecepatan putar dan *time step* yang juga akan berubah. Tabel 3.5 berisi inputan data simulasi yang dimaksud.

**Tabel 3.11** Inputan Data Simulasi

No	TSR	Kecepatan Putar (rad/s)	<i>Time Step</i> (s)
1	1,44	25,165	0,0013877
2	1,70	29,709	0,0011754
3	2,05	35,825	0,0009747
4	2,33	40,718	0,0008576
5	2,52	44,039	0,0007930
6	2,60	45,437	0,0007686
7	3,10	54,175	0,0006446
8	3,30	57,67	0,0006050

### 3.5 Persiapan Data Validasi

Data yang digunakan sebagai validasi terdiri dari 2 macam yaitu hasil simulasi dengan menggunakan *software* QBlade dan data sekunder hasil eksperimen yang dipublikasikan. Simulasi QBlade digunakan untuk keperluan Pre-analisis dimana model geometri turbin hanya 1 *blade* saja yang disimulasikan.

#### 3.5.1 Simulasi QBlade

Pada simulasi kali ini airfoil yang digunakan adalah airfoil simetris NACA 4 digit yaitu NACA 0012 dengan konfigurasi ukuran turbin sebagai berikut:

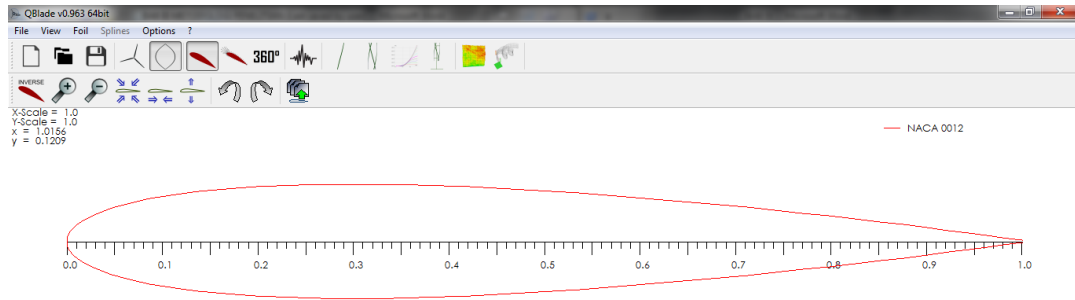
- Tinggi *blade* (H) : 4 m
- Lebar *chord* (c) : 1 m
- Jari-jari turbin (R) : 3 m

Software QBlade kembali digunakan dalam perancangan VAWT ini, berikut langkah-langkah perancangan dengan software tersebut:

- a. Mendapatkan bentuk dan koordinat airfoil

Data airfoil dapat langsung digenerasi menggunakan *software* QBlade. Airfoil yang digunakan adalah airfoil konservatif NACA 4 digit yang dibentuk oleh persamaan matematis tertentu [21]





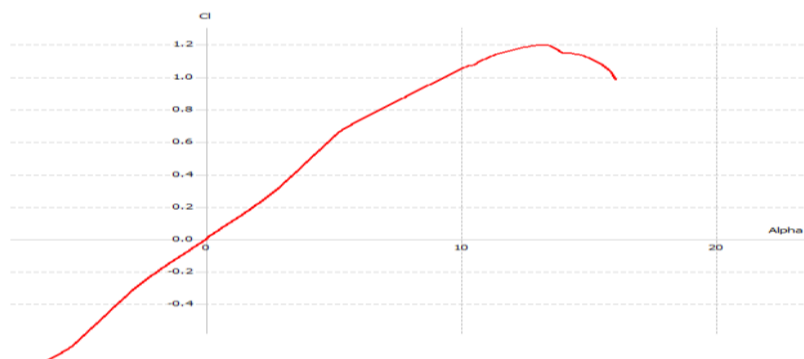
**Gambar 3.10** Model Airfoil NACA 0012 pada Software Qblade

b. Simulasi Polar

QBlade terintegrasi dengan XFOIL, suatu program untuk menganalisa aliran subsonic disekitar airfoil dan mampu memprediksi kinerja airfoil hingga sesaat sebelum terjadi *stall* [22]. Pada tahap ini diinputkan nilai dari Bilangan Reynold ( $Re$ ) yang dihitung dengan persamaan bilangan reynold pada kondisi hembusan angin ( $u$ ) 10 m/s. Panjang karakteristik ( $D$ ) yang digunakan yaitu lebar *chord* sebesar 1 m dan viskositas kinematis ( $\nu$ ) sebesar  $1,7894 \times 10^{-5}$

$$Re = \frac{u D}{\nu} = \frac{10 \times 1}{1,7894 \times 10^{-5}} = 0,5589 \times 10^5$$

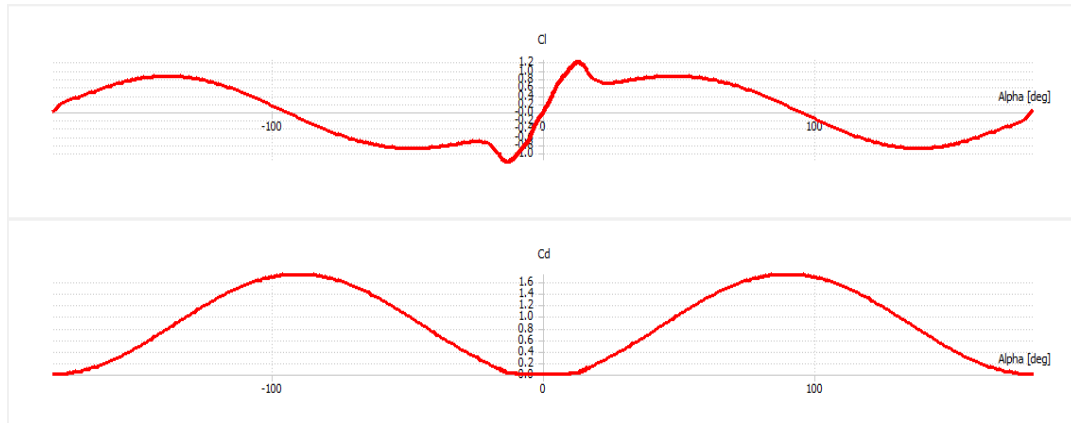
Hasil simulasi ini memberikan nilai  $C_l$  terhadap sudut serang ( $\alpha$ )



**Gambar 3.11** Kurva  $C_l$  vs Alpha untuk Airfoil NACA 0012

c. Ekstrapolasi Polar

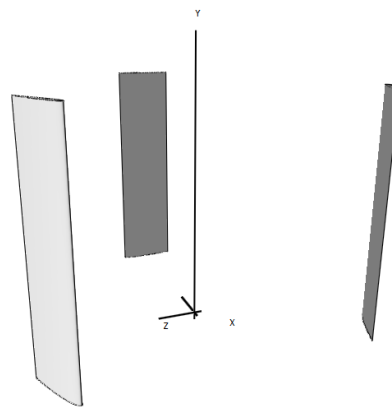
Karena kemampuan simulasi polar hanya terbatas pada angle of attack sesaat sebelum terjadi *stall*, maka untuk mendapatkan karakteristik airfoil sejauh  $360^\circ$  perlu dilakukan ekstrapolasi. Pada tahap ini digunakan ekstrapolasi dengan metode Montgomerie



**Gambar 3.12** Kurva Ekstrapolasi 360<sup>0</sup> NACA 0012

d. Perancangan Konfigurasi Ukuran Turbin

Selanjutnya memasukkan nilai-nilai dari ukuran turbin yang telah ditentukan sehingga didapat geometri seperti gambar



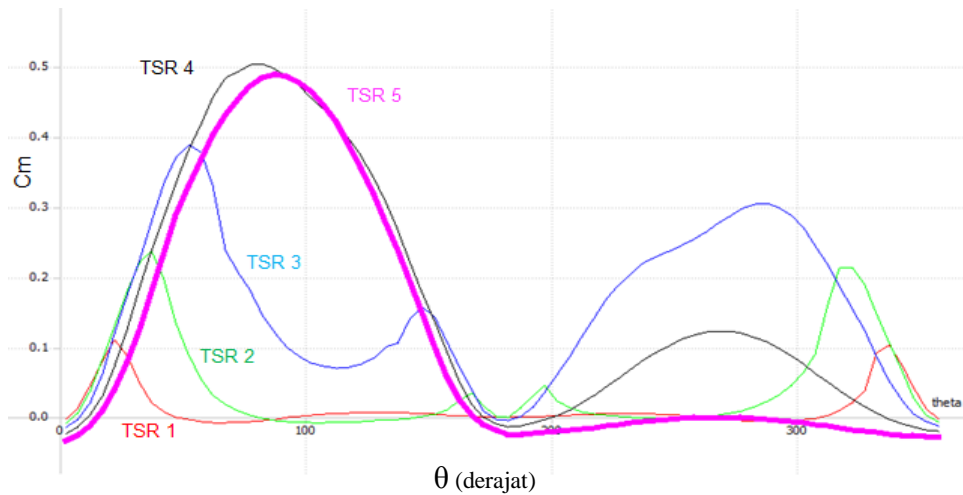
**Gambar 3.13** Model Turbin VAWT 3D

e. Simulasi DMS

Pada tahap ini dimasukan nilai-nilai variabel yang dibutuhkan. Dimana nilai tersebut meliputi:

- Densitas udara : 1,225 kg/m<sup>3</sup>
- Viskositas : 0,17894 x 10<sup>-5</sup>
- Iterasi maksimum : 500
- Kecepatan aliran udara : 10 m/s

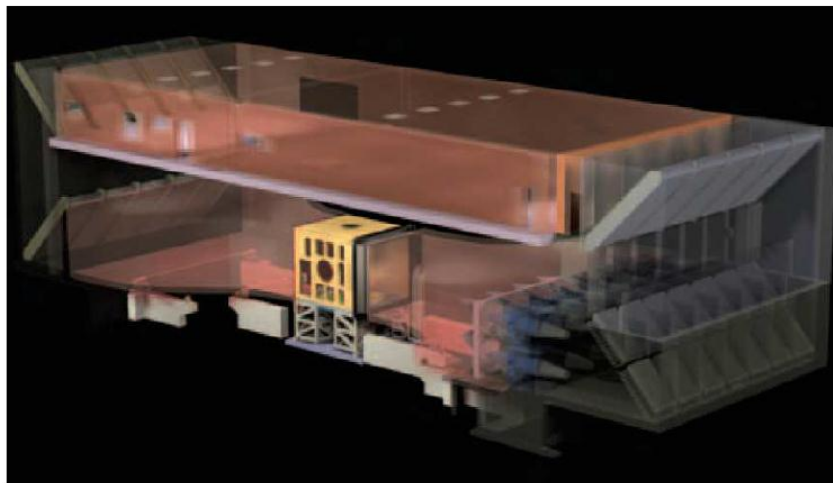
Dari simulasi ini didapat kurva koefisien momen (Cm) vs *azimuthal angle* yang mana akan dibandingkan dengan hasil simulasi CFD sebagai validasi.



**Gambar 3.14** Kurva Koefisien Momen ( $C_m$ ) vs Azimuthal Angle ( $\theta$ )  
untuk Model Turbin Validasi

### 3.5.2 Data Eksperimen Sekunder

Data pengujian turbin angin *Darrieus* tipe *H-Rotor* didapat kan dari literatur berupa paper dan jurnal. Eksperimen ini dilakukan oleh Marco Raciti Castelli menggunakan *Wind Tunnel* milik Politecnico di Milano di Milan, Italia [18]. Adapun *test section* yang digunakan berukuran 4 m x 3,84 m terlihat pada gambar berikut

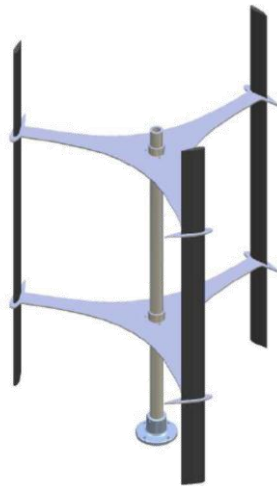


**Gambar 3.15** *Wind Tunnel* Milik Politecnico di Milano [18]

Pada kegiatan eksperimen digunakan turbin dengan sudu berbahan serat karbon fiber. Pengujian dilakukan pada kecepatan angin konstan 9 m/s. Sedangkan konfigurasi dan ukuran model turbin tertera pada table 3.12

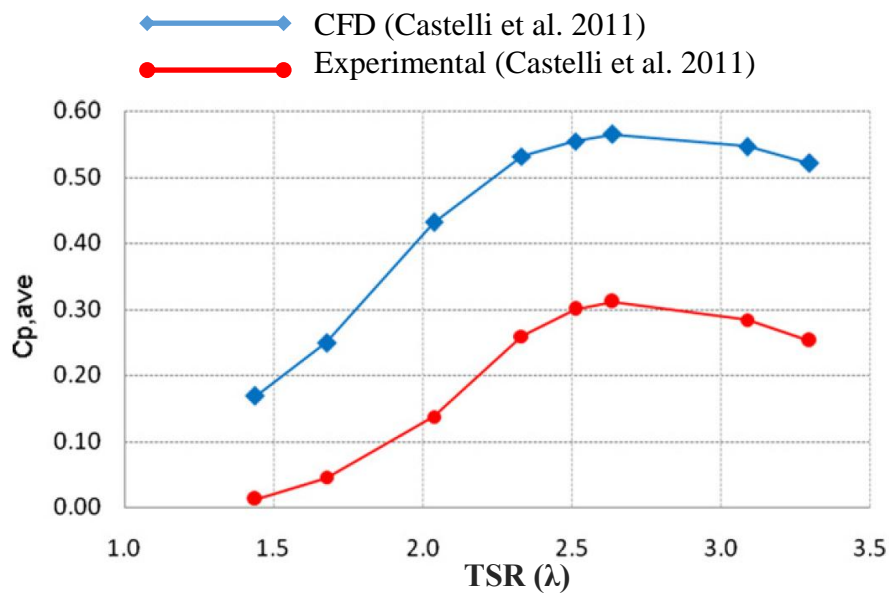
**Tabel 3.12** Dimensi dari Model Validasi [17;18;19]

$D_{\text{rotor}}$ [mm]	1030
$H_{\text{rotor}}$ [mm]	1414
$n$ [-]	3
Profil Airfoil	NACA 0021
$A_s$ [m <sup>2</sup> ]	1,45642
<i>Chord length</i> (c) [mm]	85,8



**Gambar 3.16** Layout Model Uji VAWT *Darrieus* Tipe H-Rotor [18]

Dari kondisi dan model uji diatas telah didapat hasil pengukuran yang selanjutnya telah di sajikan dengan kurva  $C_p$  - TSR seperti gambar



**Gambar 3.17** Kurva  $C_p$ -TSR hasil Eksperimen dan CFD oleh Castelli [19]

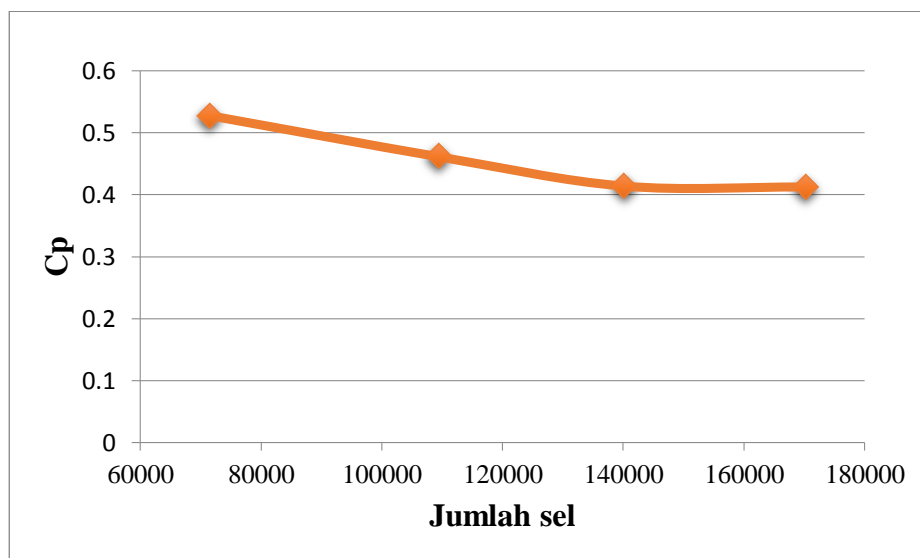
## BAB IV

### ANALISIS DAN PEMBAHASAN

#### 4.1 Studi Sensitifitas Mesh

Dalam pelaksanaan simulasi CFD, strategi pembuatan *mesh* menjadi sangat penting. Secara umum semakin halus mesh yang digunakan maka hasil yang didapat akan semakin mendekati hasil yang realistis. Akan tetapi dengan begitu berarti menambah usaha dalam menjalankan simulasi seperti waktu kalkulasi yang semakin lama. Oleh karena itu diperlukan strategi *mesh* yang tepat. Dan dengan melakukan studi sensitifitas *mesh* diharapkan dapat mengarahkan pada strategi *meshing* yang tepat.

Studi kali ini dilakukan simulasi pada model validasi dengan  $TSR = 3,3$  dimana hasil koefisien daya ( $C_p$ ) pada data eksperimental dibandingkan dengan hasil simulasi. Jumlah *mesh* yang dipilih pada awalnya sebanyak 80.000 sel kemudian dinaikan jumlahnya dengan kenaikan 30.000 sel hingga jumlah *mesh* mencapai 170.000 sel. Hasil simulasi terus mengalami perbaikan sampai jumlah *mesh* 170.000 sel. Tetapi hasil pada simulasi 140.000 sel dengan 170.000 sel hanya memiliki selisih yang sangat kecil. Hasil studi sensitifitas *mesh* dapat dilihat pada Gambar 4.1. Dimana model dengan jumlah *mesh* 140.000 sel dipilih sebagai hasil yang optimal dengan mempertimbangkan lamanya komputasi. Pada model ini dalam sekali *running* simulasi dibutuhkan waktu selama 660 menit dengan kemampuan komputer standar (CPU core 2 duo).



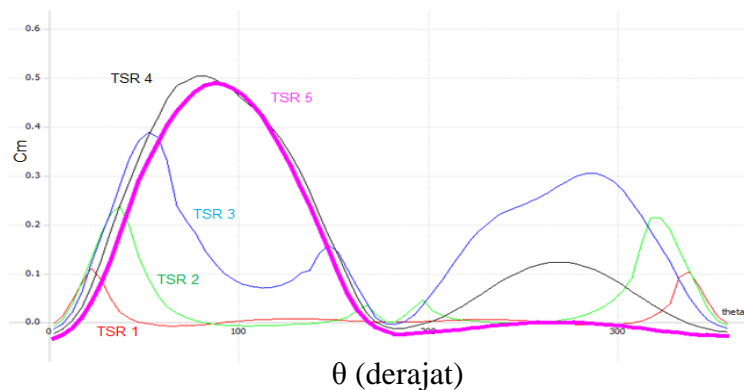
**Gambar 4.1** Grafik Koefisien Daya ( $C_p$ ) sebagai Fungsi Jumlah *Mesh*

## 4.2 Validasi Metode Simulasi

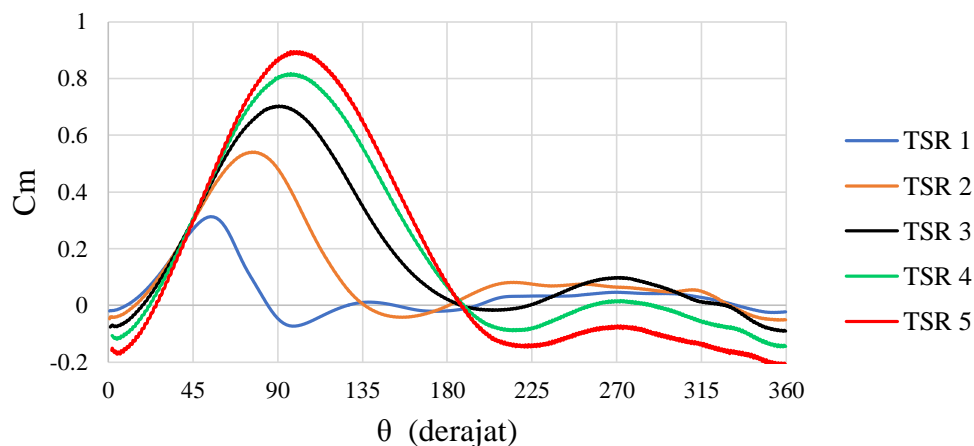
Pada penyelesaian numerik CFD yang diselesaikan adalah model matematisnya. Karenanya proses validasi sangat dibutuhkan untuk menjamin bahwa model yang disimulasi dapat dianggap benar sesuai dengan fenomena keadaan fisik sesungguhnya. Validasi dengan hasil eksperimen lebih diutamakan akan tetapi pada kondisi tertentu dapat menggunakan komparasi hasil lain seperti perhitungan teoritik ataupun membandingkan dengan software lain.

### 4.3.1 Validasi Model 1 Sudu

Hasil kalkulasi dengan menggunakan *software* berbasis DMS yakni Qblade digunakan untuk memvalidasi model VAWT *Darrieus* Tipe *H-Rotor* 1 sudu. Sesuai tujuan dari dilakukannya simulasi ini yaitu untuk mengetahui perilaku pembangkitan momen selama sudu melakukan rotasi satu putaran penuh, maka cukup digunakan kurva koefisien momen ( $C_m$ ) sebagai fungsi sudut azimuth ( $\theta$ ).



**Gambar 4.2** Kurva Koefisien Momen ( $C_m$ ) vs Sudut Azimuth ( $\theta$ ) Simulasi DMS

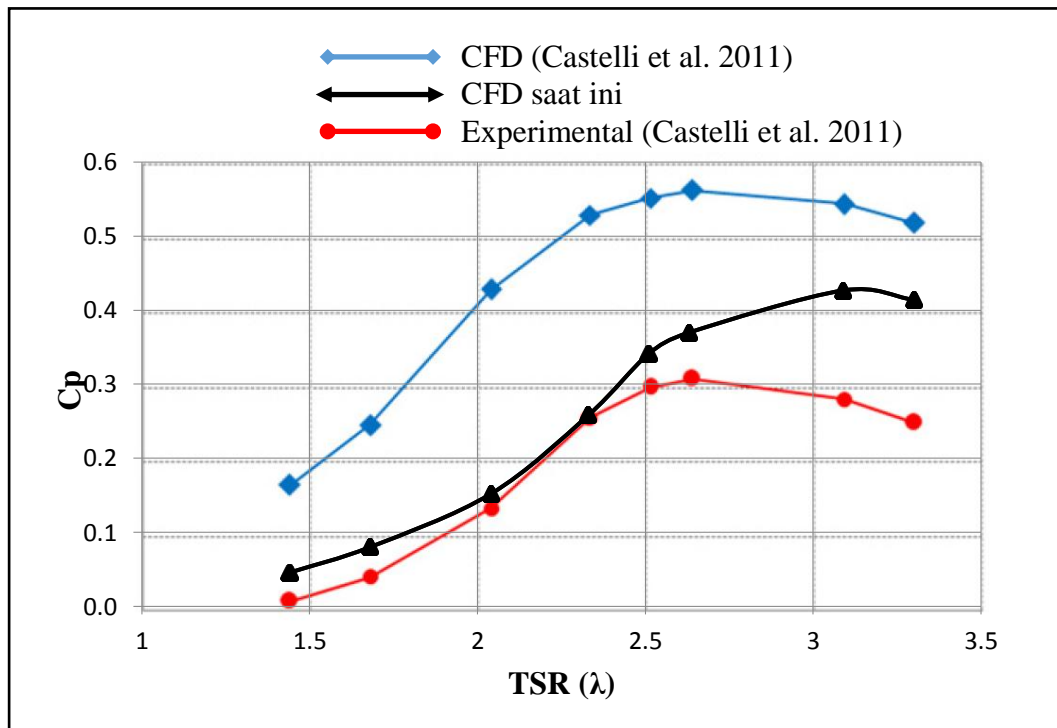


**Gambar 4.3** Kurva Koefisien Momen ( $C_m$ ) vs Sudut Azimuth ( $\theta$ ) Simulasi CFD

Perbandingan hasil komputasi antara software berbasis DMS dan CFD memperlihatkan perilaku yang hampir serupa namun besaran nilainya sedikit berbeda. Pada simulasi CFD untuk kurva pada TSR = 5 mempunyai nilai tertinggi tetapi pada hasil DMS kurva TSR = 5 telah mengalami penurunan sedangkan nilai tertinggi dimiliki oleh TSR = 4. Karenanya model CFD 2-dimensi dengan jumlah sudu 1 ini valid digunakan untuk mengetahui perilaku pembangkitan momen hingga nilai TSR = 4. Namun akan jauh dari hasil yang akurat untuk nilai TSR = 5.

#### 4.3.2 Validasi Model 3 Sudu

Untuk keperluan komprehensif analisis maka model VAWT *Darrieus* Tipe *H-Rotor* 3 sudu divalidasi dengan menggunakan data eksperimental. Data sekunder berupa kurva koefisien daya terhadap fungsi TSR hasil eksperimen dibandingkan dengan hasil simulasi CFD.



**Gambar 4.4.** Validasi Model CFD dibandingkan dengan Data Eksperimental dan CFD Terdahulu

Simulasi CFD yang dilakukan saat ini terbukti mampu menunjukkan perilaku yang sama dibandingkan hasil experimental, meskipun nilainya hampir selalu lebih besar. Hal ini terjadi karena menggunakan model CFD

2-dimensi. Dimana Efek 3-dimensi seperti interaksi *vortex* dan *tip vortice* yang menyebabkan *tip loses* tidak mampu ditangkap oleh model 2D [19]. Terlebu dalam pemodelan 2-dimensi pengaruh singularitas (*source* atau *vortex*) hanya terjadi antara segmen-segmen yang bersebelahan. Sedangkan dalam pemodelan aliran 3 dimensi yang digunakan distribusi singularitas (*source* atau *vortex*) pada panel. Maka pengaruh tidak hanya terjadi antara panel yg bersebelahan tetapi juga antara panel atas dan bawah atau sebaliknya [20]. Dengan adanya efek tersebut maka telah membawa pengaruh pada hasil pemodelan.

Tujuan dari penelitian ini bukan untuk mengetahui efisiensi suatu turbin secara detail, melainkan sebagai alat untuk membandingkan variasi satu dengan lainnya. Oleh karena itu meski terdapat perbedaan, model simulasi CFD 2-dimensi ini Valid untuk digunakan pada tahap berikutnya.

### 4.3 Pre-analisis

Guna mengetahui kinerja aerodinamik lebih lanjut maka untuk tahap awal (pre-analisis) dilakukan simulasi CFD dengan model VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor* 1 sudu. Hal ini bertujuan untuk mempelajari perilaku sudu selama berotasi sejauh  $360^{\circ}$ . Daerah mana yang membangkitkan torssi dan daerah mana yang memberi nilai negatif.

#### 4.3.1 Skema Simulasi

Untuk keperluan Pre-analisis dilakukan simulasi dengan profil airfoil simetris NACA 0012, 0018 dan 0021 kemudian profil airfoil asimetris NACA 4412, 4312, 4512 dan 4712. Profil-profil airfoil tersebut selanjutnya divariasikan dengan radius turbin (R) dan *pitch angle*. Berikut skema simulasi 1 sudu yang telah dilakukan:

**Tabel 4.1** Skema Simulasi VAWT 1 Sudu

Simulasi ke	Airfoil	R (m)	Pitch Angle ( $^{\circ}$ )
1	NACA 0012	2	0
2	NACA 0012	3	0
3	NACA 0012	5	0
4	NACA 4412	3	0



**Tabel 4.1** Skema Simulasi VAWT 1 Sudu (Lanjutan)

5	NACA 0012	3	-7
6	NACA 4412	3	-7
7	NACA 0018	3	0
8	NACA 0021	3	0
9	NACA 4312	3	0
10	NACA 4512	3	0
11	NACA 4712	3	0

Seluruh variasi pada skema diatas dilakukan dengan konfigurasi ukuran model sebagai berikut:

- Tinggi *blade* (H) : 4 m
- Lebar *chord* (c) : 1 m
- Jumlah sudu (n) : 1

Sedangkan *Tip Speed Ratio* (TSR) yang disimulasikan yaitu pada nilai 1, 2, 3, 4 dan 5. Akibat perbedaan TSR dan juga terdapat perbedaan radius (R) pada beberapa skema simulasi. Maka nilai dari kecepatan putar turbin dan *time step*-nya akan bervariasi juga. Sedangkan *Number of Step* untuk semua skema nilainya sama yaitu 720 (untuk  $\Delta\theta = 1^\circ$ ). Tabel 4.2 adalah nilai kecepatan putar turbin dan *time step*-nya untuk model dengan jari-jari  $R = 3$  m.

**Tabel 4.2** Kecepatan Putar dan *Time Step* VAWT 1 Sudu dengan  $R = 3$  m

TSR	Kecepatan Putar (rad/s)	<i>Time Step</i> (s)
1	3,333	0,0026190
2	6,667	0,0013095
3	10,000	0,0008730
4	13,333	0,0006548
5	16,667	0,0005238

Sedangkan untuk model dengan jari-jari  $R = 2$  dan  $R = 5$ , berturut-turut tertera pada tabel 4.3 dan tabel 4.4.

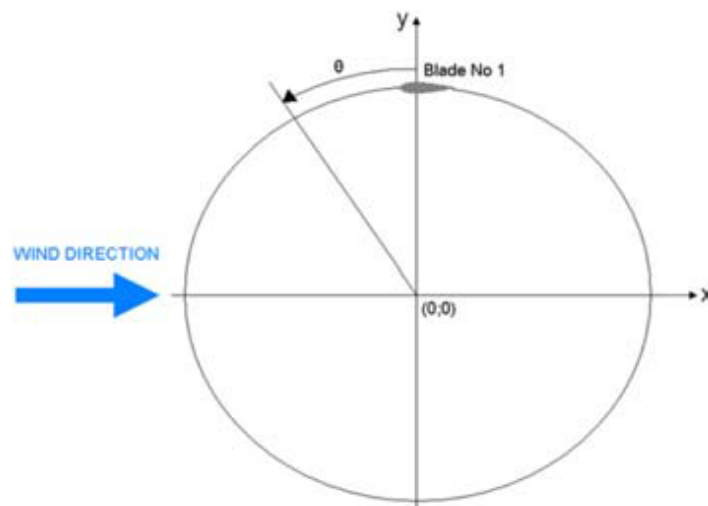
**Tabel 4.3** Kecepatan Putar dan *Time Step* VAWT 1 Sudu dengan  $R = 2$  m

TSR	Kecepatan Putar (rad/s)	<i>Time Step</i> (s)
1	5	0,0017460
2	10	0,0008730
3	15	0,0005820
4	20	0,0004365
5	25	0,0003492

**Tabel 4.4** Kecepatan Putar dan *Time Step* VAWT 1 Sudu dengan  $R = 5$  m

TSR	Kecepatan Putar (rad/s)	<i>Time Step</i> (s)
1	2	0,0043651
2	4	0,0021825
3	6	0,0014550
4	8	0,0010913
5	10	0,0008730

Hasil simulasi berupa koefisien momen ( $C_m$ ) selama 1 putaran penuh ( $360^\circ$ ) kemudian diplot menjadi kurva  $C_m$  vs *Azimuthal Angle* ( $\theta$ ). Nilai  $\theta = 0$  (nol) adalah posisi awal ketika sudu belum berputar seperti tampak pada Gambar 4.5.  $C_m$  adalah bilangan tak berdimensi yang merepresentasikan seberapa mampu sudu mengkonversi energi angin menjadi momen putar.



**Gambar 4.5** Koordinat Sudut Azimuth ( $\theta$ ) pada Posisi Sudu [17]

#### 4.3.2 Efek Variasi Radius

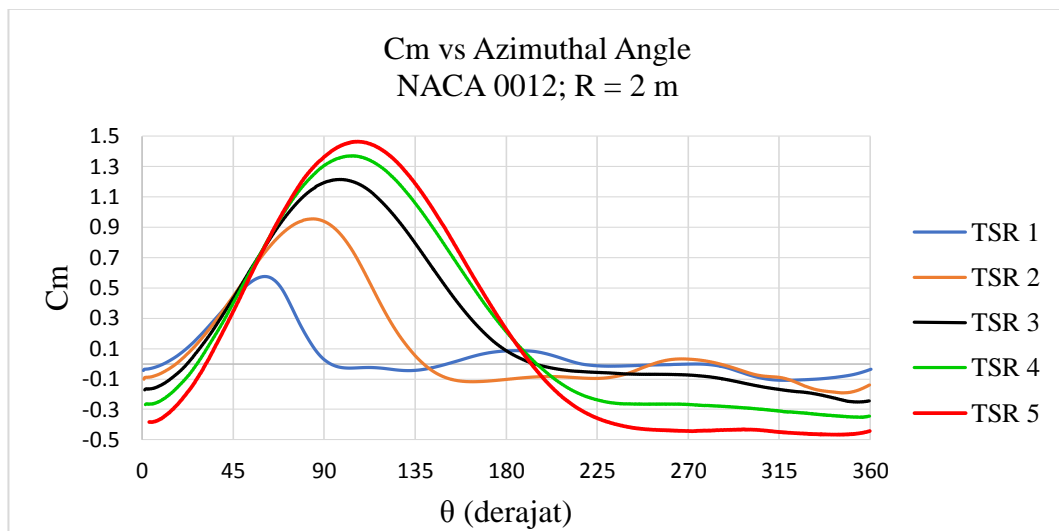
Perubahan radius (R) turbin VAWT memberikan efek yang sangat signifikan. Perubahan radius akan mengakibatkan ikut berubahnya nilai *solidity ratio* atau rasio kepadatan ( $\sigma$ ). Rasio ini menggambarkan seberapa renggang celah yang terjadi diantara sudu satu satu dengan lain. Rasio ini dibentuk oleh jumlah sudu (n), lebar *chord* (c) dan panjang radius (R) dengan persamaan berikut:

$$\sigma = \frac{n \times c}{R}$$

Panjang radius memberikan nilai yang berkebalikan dari *solidity ratio*. Semakin besar nilai R maka nilai *solidity ratio* akan semakin kecil. Sedangkan semakin kecil nilai R maka *solidity ratio* akan semakin besar, artinya kerapatan turbin meningkat.

Pada penelitian ini analisis terhadap efek variasi dari radius disimulasikan melalui simulasi ke-1, ke-2 dan ke-3. Nilai *solidity ratio* ketiganya secara berturut-turut sebesar 0,5 ; 0,33 dan 0,2.

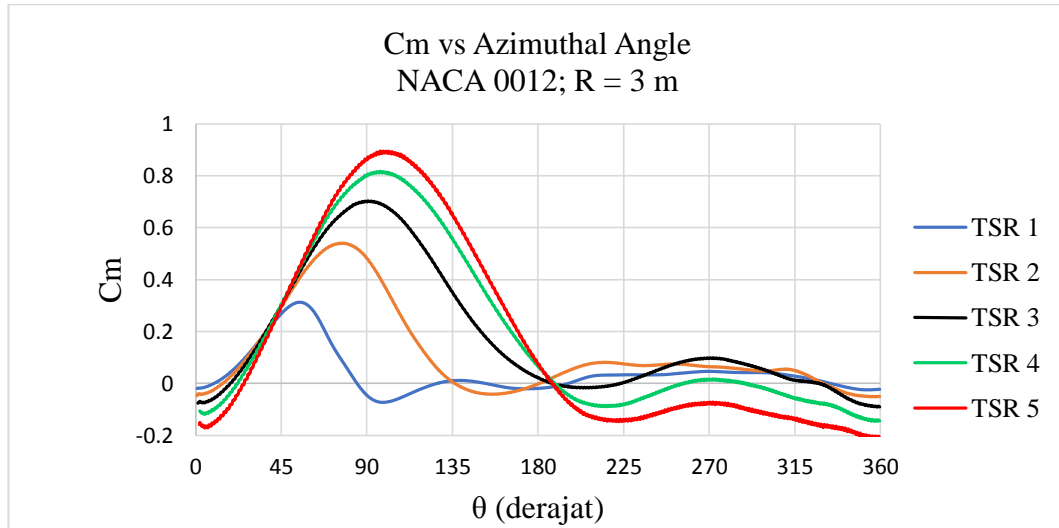
- Hasil Simulasi ke-1



**Gambar 4.6** Kurva Cm vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-1

Dari hasil simulasi diatas dapat dilihat bahwa area pembangkitan momen berubah seiring kenaikan TSR. Semakin tinggi TSR artinya semakin cepat turbin berputar maka semakin lebar pula daerah yg membangkitkan momen putar.

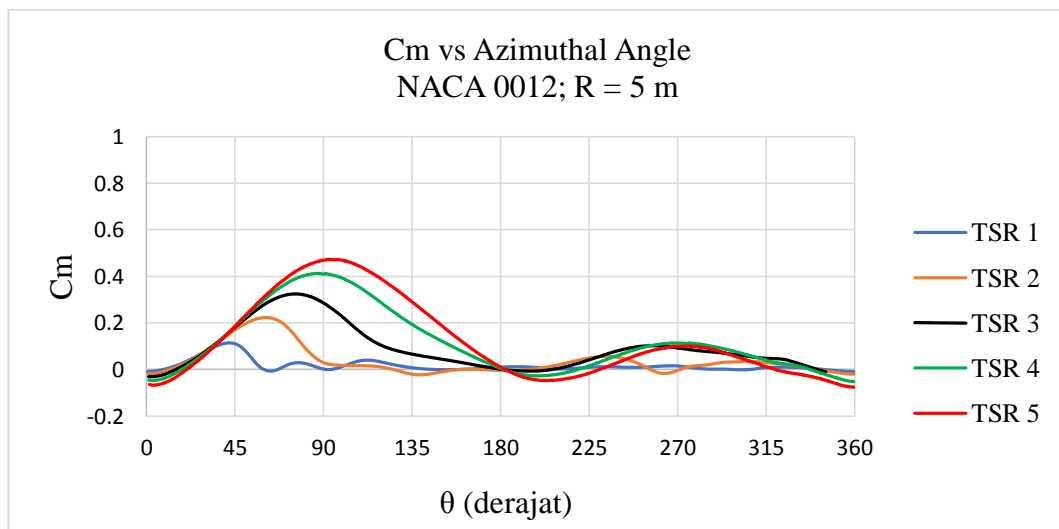
- Hasil Simulasi ke-2



**Gambar 4.7** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-2

Hasil simulasi kedua menunjukkan perilaku yang mirip namun nilai  $C_m$  pada simulasi 1 atau radius 2 m lebih besar bila dibandingkan dengan hasil simulasi 2 atau radius 3 m. Namun terlihat bahwa pada simulasi 1 lebih banyak menghasilkan  $C_m$  negatif pada sudut azimuth lebih dari  $180^\circ$ . Sebaliknya hasil simulasi 2 lebih sedikit menghasilkan negatif  $C_m$ . Negatif  $C_m$  akan menghambat putaran dari turbin angin.

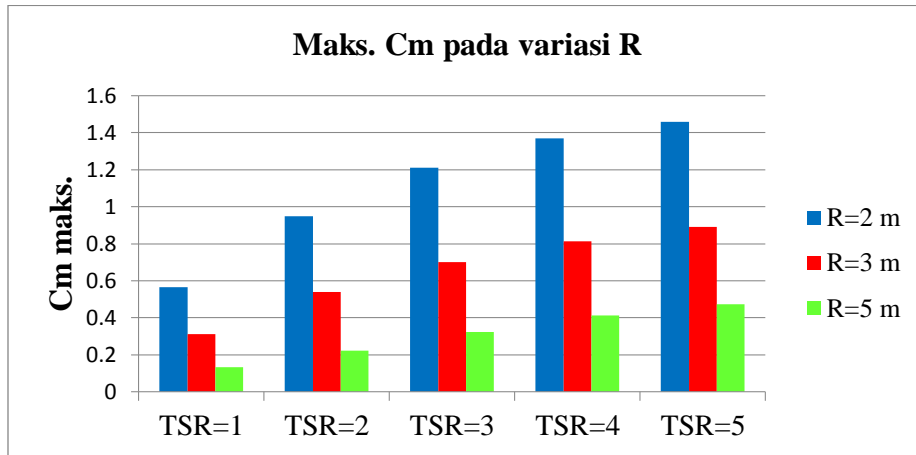
- Hasil Simulasi ke-3



**Gambar 4.8** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-3

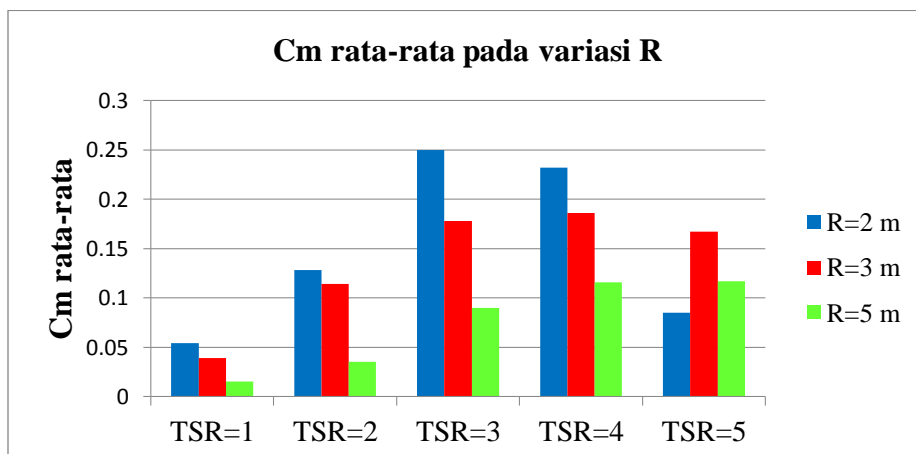
Pada setengah lintasan rotasi sudu, nilai  $C_m$  dari simulasi 3 atau radius 5 m relatif lebih kecil dibandingkan dua simulasi sebelumnya.

Namun Radius besar yang dimiliki model ini membuatnya hampir tidak menghasilkan  $C_m$  negatif. Berbeda dengan simulasi pada radius 3 m yang memiliki  $C_m$  negatif yang signifikan pada TSR diatas 3.



**Gambar 4.9** Nilai Maksimum  $C_m$  tiap-tiap TSR pada simulasi 1, 2 dan 3

Gambar 4.9 menunjukkan bahwa nilai maksimum  $C_m$  dari model dengan radius yang lebih kecil selalu memiliki nilai yang lebih menguntungkan. Artinya radius turbin yang lebih kecil memberikan kemampuan yang lebih besar dalam mengkonversi energi angin yang menerjang turbin. Namun kondisi tersebut tidak selalu menguntungkan.



**Gambar 4.10** Nilai rata-rata  $C_m$  tiap-tiap TSR pada simulasi 1, 2 dan 3

Gambar 4.10 diatas dibentuk oleh nilai rata-rata  $C_m$  pada sudu selama berotasi 1 kali penuh. Model dengan radius 2 m nilai  $C_m$  rata-rata nya naik hingga TSR = 3, setelahnya nilai  $C_m$  rata-rata berkurang. Hal tersebut terjadi karena negatif momen yang terbentuk semakin besar. Hal serupa juga terjadi untuk model dengan radius 3 m dan 5 m. Bedanya nilai

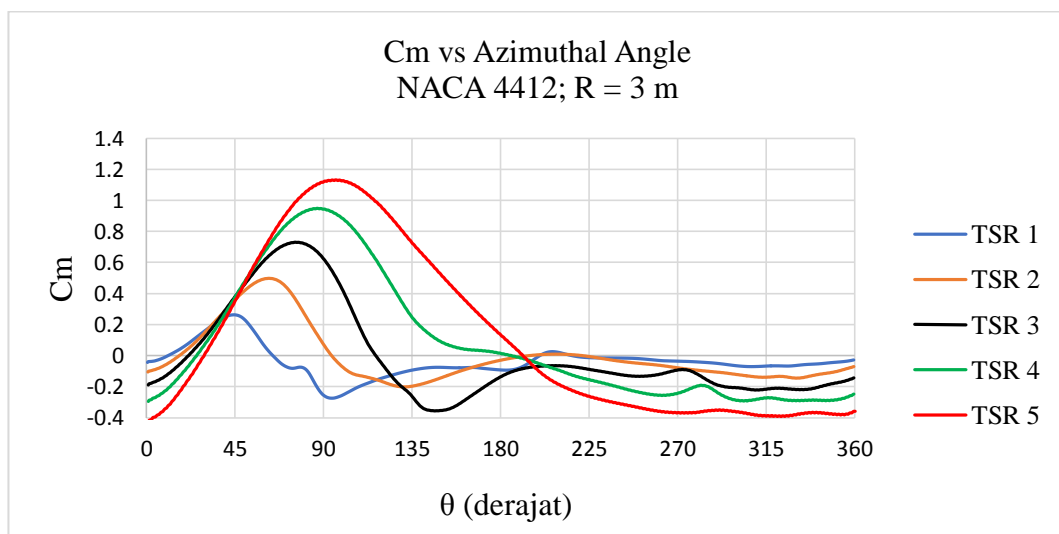
rata-rata  $C_m$  model radius 3 m mempunyai nilai tertinggi pad  $TSR = 4$ . Sedangkan model radius 5 m  $C_m$  rata-ratanya selalu naik hingga  $TSR = 5$ .

Hal menarik terlihat pada  $TSR = 5$  untuk semua model. Terlihat bahwa model dengan radius 2 m memiliki  $C_m$  rata-rata terkecil dibanding ketiga model lain. Sedangkan yang tertinggi diperoleh oleh model dengan radius 3 m. Hal tersebut terjadi karena model dengan radius kecil memberikan momen negatif yang besar untuk  $TSR$  tinggi. Sedang radius kecil lebih handal pada  $TSR$  tinggi.

#### 4.3.3 Efek Variasi Airfoil Simetri dan Asimetri

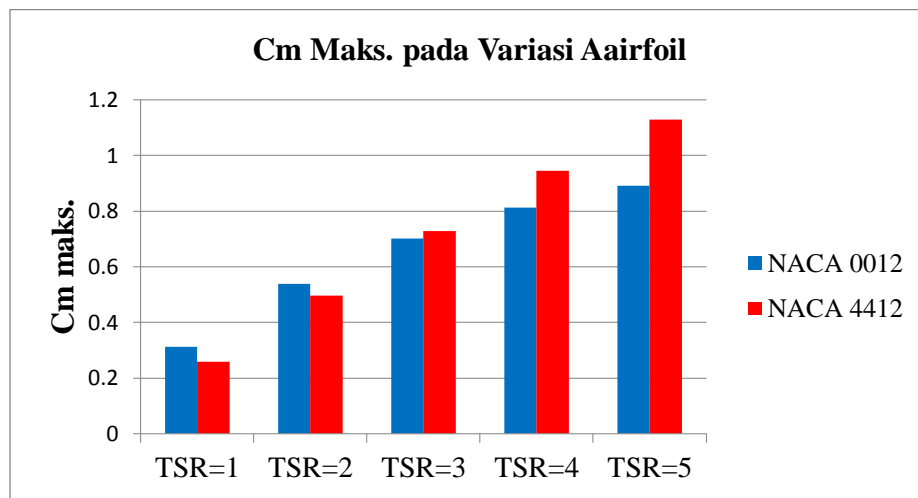
Dalam ilmu aerodinamika, yang membangkitkan gaya angkat adalah perbedaan tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah. Hal tersebut bisa terjadi karena beberapa hal diantaranya akibat adanya *angle of attack* pada airfoil atau bisa terjadi akibat adanya *camber* pada airfoil. Keduanya dapat bekerja saling berdampingan. Secara teori airfoil asimetri atau airfoil dengan *camber* memiliki keuntungan dibanding airfoil simetri. Pada bagian ini dianalisis efek dari penggunaan airfoil simetri dan asimetri. Hasil yang merepresentasikan kejadian ini adalah simulasi ke-2 dan ke-4, menggunakan airfoil NACA 0012 dan 4412. Dimana airfoil yang tersebut memiliki profil tebal maksimum sama.

- Hasil Simulasi ke-4



**Gambar 4.11** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi  $TSR$  pada Simulasi ke-4

Kurva diatas menunjukan bahwa nilai  $C_m$  maksimal yang dihasilkan oleh airfoil asimetris NACA 4412 sangat signifikan bila dibandingkan dengan model NACA 0012 yang notabene memiliki radius sama. Akan tetapi NACA 4412 menunjukan bahwa sudu mengalami *lost power* lebih cepat disemua TSR. Dengan kata lain puncak kurva  $C_m$  berada pada sudut azimuth yang lebih kecil dibanding simulasi ke-2. Terlebih kurva diatas menunjukan negatif  $C_m$  yang signifikan diseluruh TSR.



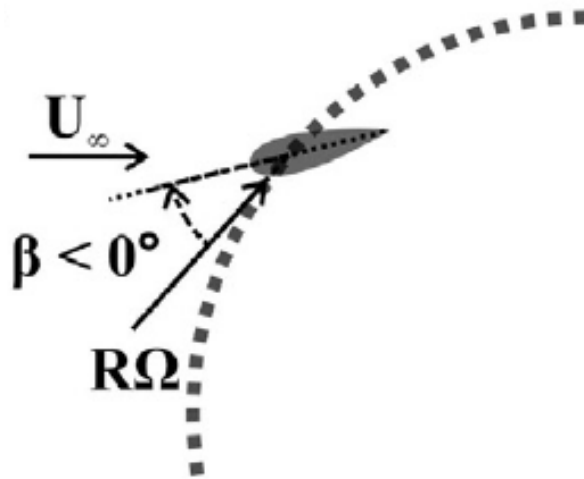
**Gambar 4.12** Nilai Maksimum  $C_m$  tiap-tiap TSR pada Simulasi ke-1 dan ke-4

Gaya angkat atau *lift* yang dihasilkan oleh airfoil asimetri seharusnya lebih besar bila dibanding airfoil simetri dengan tebal maksimum yang sama. Namun dengan keuntungan itu tidak serta merta momen yang dibangkitkan selalu lebih unggul. Gambar 4.12 memberi penjelasan bahwa pada kasus ini keuntungan  $C_m$  maksimum dalam penggunaan airfoil asimetri terjadi pada TSR diatas 3. Pada TSR 1 hingga 2 airfoil simetri NACA 0012 lebih unggul dari NACA 4412.

#### 4.3.4 Efek Sudut Pitch

Pemberian sudut *pitch* dirasa mampu memberi efek yang signifikan terhadap performa turbin. Hal itu terjadi karena terjadi perubahan *angle of attack*. Dimana *angle of attack* memberikan peranan penting pada kinerja aerodinamika. Pada bagian ini hasil yang dipaparkan yaitu simulasi ke-5 dan ke-6. Pada simulasi tersebut digunakan model dengan airfoil simetris

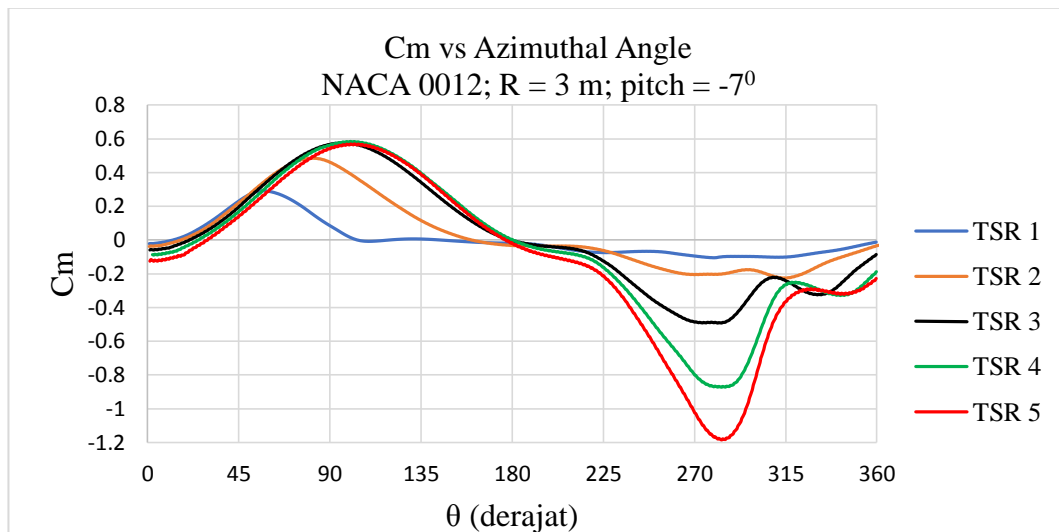
NACA 0012 dan Asimetris 4412 yang diberi sudut *pitch*  $-7^\circ$  (negatif  $7^\circ$ ). Pemberian sudut negatif terlihat pada Gambar 4.13.



**Gambar 4.13** Kenampakan Airfoil dengan sudut negatif.

Adapun hasil simulasi ke-5 dan ke-6 adalah sebagai berikut:

- Hasil Simulasi ke-5

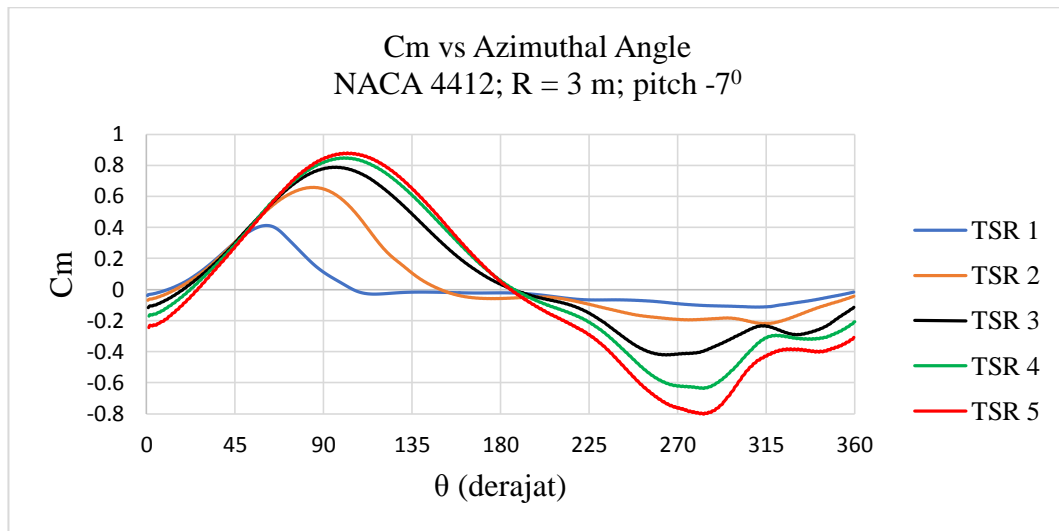


**Gambar 4.14** Kurva Cm vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-5

Pemberian sudut *pitch* sebesar 7 derajat pada airfoil simetri NACA 0012 tidak memberikan keuntungan. Nilai maksimum Cm relatif sama dengan tanpa adanya sudut pitch pada TSR rendah. Terlebih secara keseluruhan memberikan negatif Cm yang sangat besar.

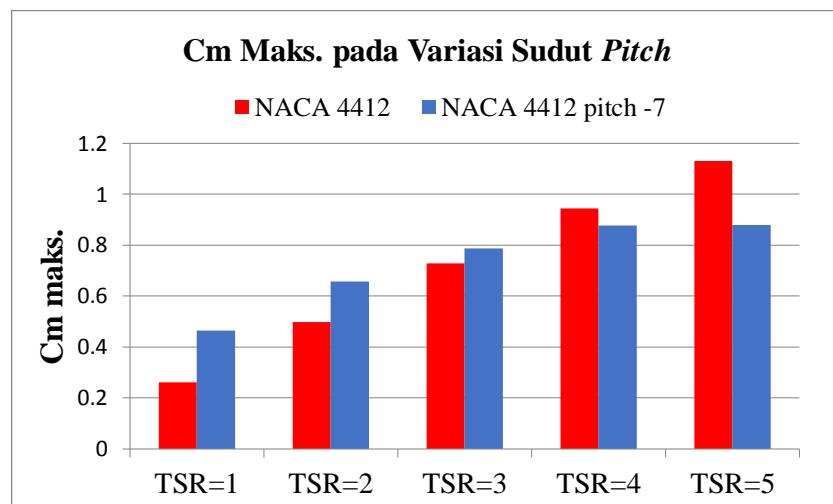


- Simulasi ke-6



**Gambar 4.15** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-6

Pemberian sudut *pitch* pada NACA 4412 memberikan keuntungan pada TSR rendah. Namun menjadi kerugian yang patut dipertimbangkan pada TSR = 3 keatas karena menghasilkan  $C_m$  negatif yang besar



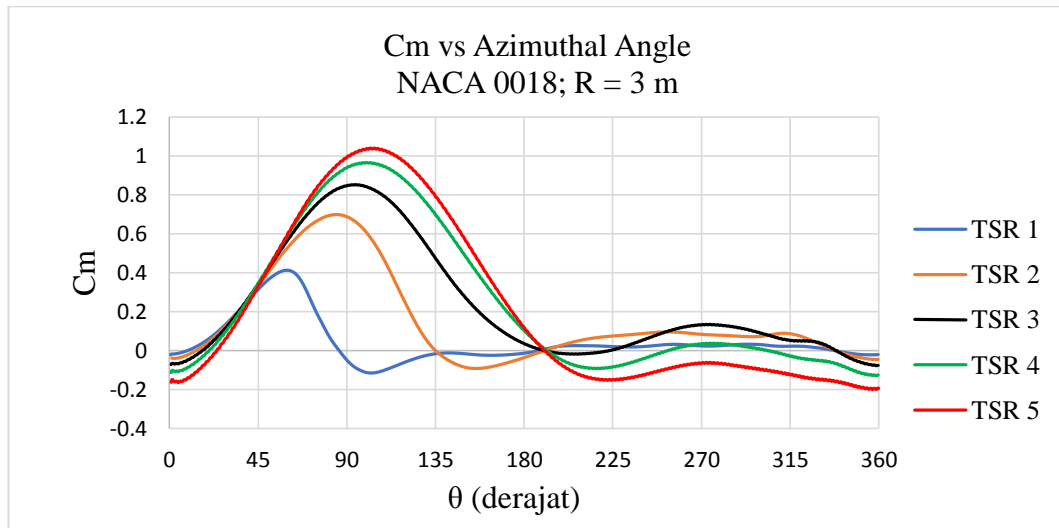
**Gambar 4.16** Nilai Maksimum  $C_m$  tiap-tiap TSR pada Simulasi ke-4 dan ke-6

#### 4.3.5 Efek Tebal Maksimum Airfoil

Tebal maksimum pada airfoil memberikan peningkatan nilai gaya angkat. Hal tersebut terjadi karena beda tekanan yang terjadi diatas dan dibawah airfoil menjadi besar akibat adanya tebal airfoil. Fenomena ini terjadi untuk airfoil simetri. Dimana airfoil ini favorit digunakan pada

VAWT. Pada simulasi ini model yang digunakan memakai profil airfoil NACA 0012, 0018 dan 0021 yang tertera pada skema simulasi ke-2, ke-7 dan ke-8. Adapun hasil simulasi tersebut sebagai berikut:

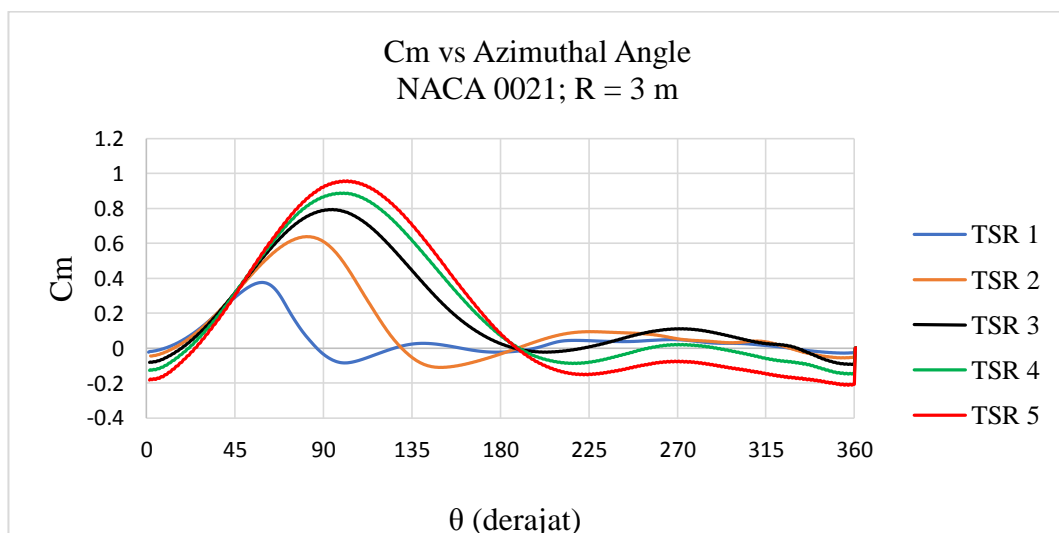
- Simulasi ke-7



**Gambar 4.17** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-7

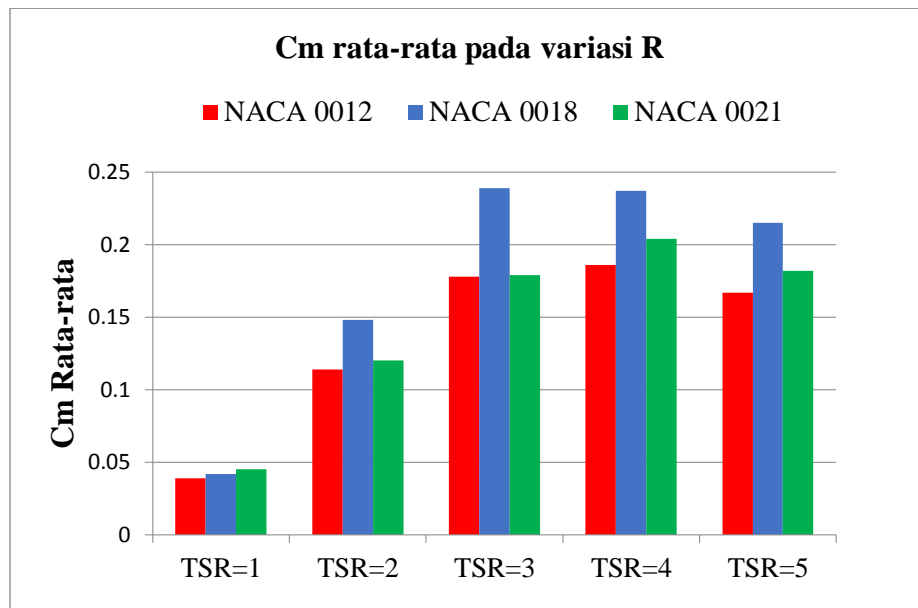
Hasil simulasi ke-7 tersebut diatas memberikan penjelasan bahwa secara keseluruhan NACA 0018 lebih unggul dibandingkan 0012. Perilaku dan bentuk kurva terlihat identik namun 0018 memiliki besaran yang lebih tinggi.

- Simulasi ke-8



**Gambar 4.18** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-8

Tiga macam airfoil simetris yang telah disimulasikan yaitu NACA 0012, 0018 dan 0021 masing-masing memiliki perbedaan pada tebal maksimum airfoilnya. NACA 0021 menjadi airfoil paling gemuk sedangkan yang terkurus yaitu 0012. Dari hasil simulasi ke-2, ke-7 dan ke-8 menunjukkan bahwa fluktuasi  $C_m$  terhadap  $\theta$  diantara tiganya menunjukkan perilaku yang sama pada semua TSR. Artinya pada nilai TSR yang sama, diantara ketiga airfoil memberi nilai maksimum kurva  $C_m$  berada pada sudut  $\theta$  yang sama. Akan tetapi besaran nilainya berbeda dimana nilai  $C_m$  tertinggi diberikan oleh NACA 0018 sedangkan NACA 0012 menjadi yang terendah.



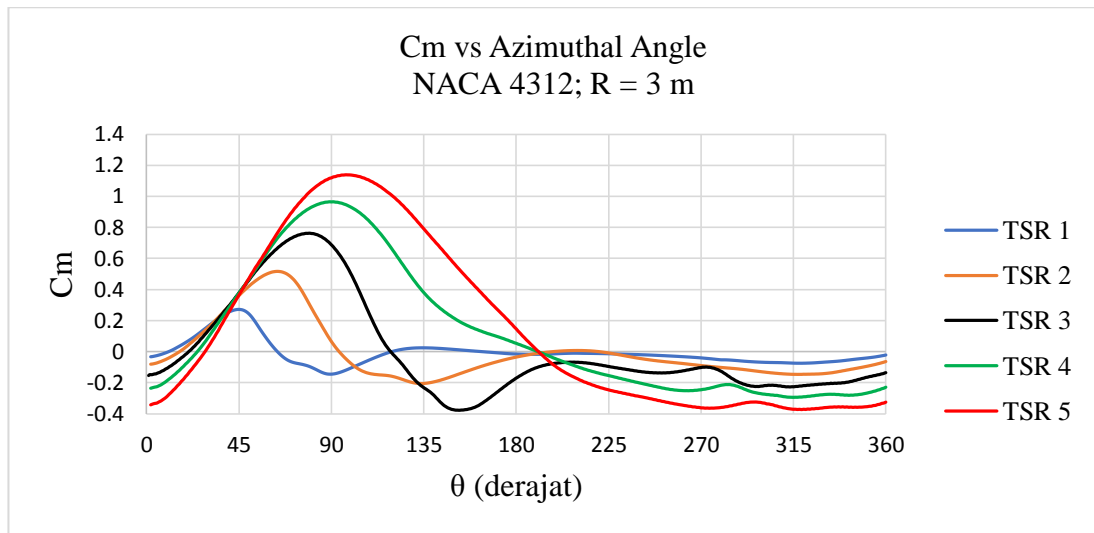
**Gambar 4.19** Nilai  $C_m$  rata-rata tiap-tiap TSR pada Simulasi ke-2, ke-7 dan ke-8

Gambar 4.19 diatas dengan jelas menerangkan bahwa ada titik optimum untuk variasi ketebalan airfoil. Pada kasus ini airfoil NACA 0018 hampir selalu memberikan nilai rata-rata  $C_m$  tertinggi. Dimana nilai rata-rata  $C_m$  tertinggi berada pada  $TSR = 3$  setelahnya berangsur-angsur turun. Sedangkan antara NACA 0012 dan 0021 memiliki  $C_m$  yang hampir sama antara  $TSR = 1$  hingga  $TSR = 3$ . Setelahnya NACA 0021 lebih unggul.

#### 4.3.6 Efek Posisi Maksimum Camber

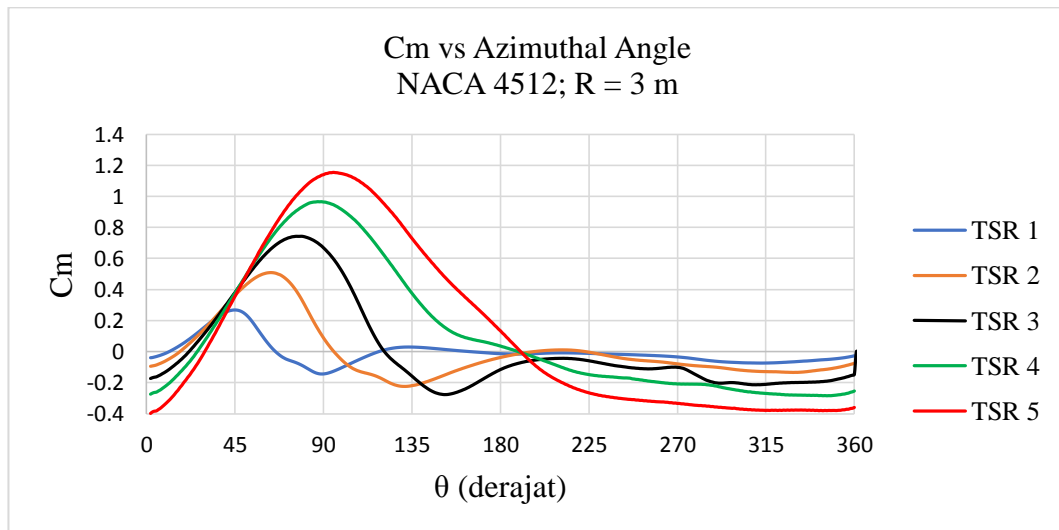
Pada penomoran airfoil konvensional NACA 4 digit, digit angka pertama memberikan nilai *camber* maksimum sedang digit angka kedua memberi posisi *camber* maksimum tersebut. Dua digit terakhir memberikan tebal maksimum airfoil. Pada simulasi ini digunakan model VAWT dengan profil airfoil NACA 4312, 4512 dan 4712 seperti tertera pada skema simulasi ke-9, ke- 10 dan ke-11. Dibawah ini adalah kurva  $C_m$  terhadap perubahan  $\theta$  hasil ketiga simulasi tersebut.

- Simulasi ke-9



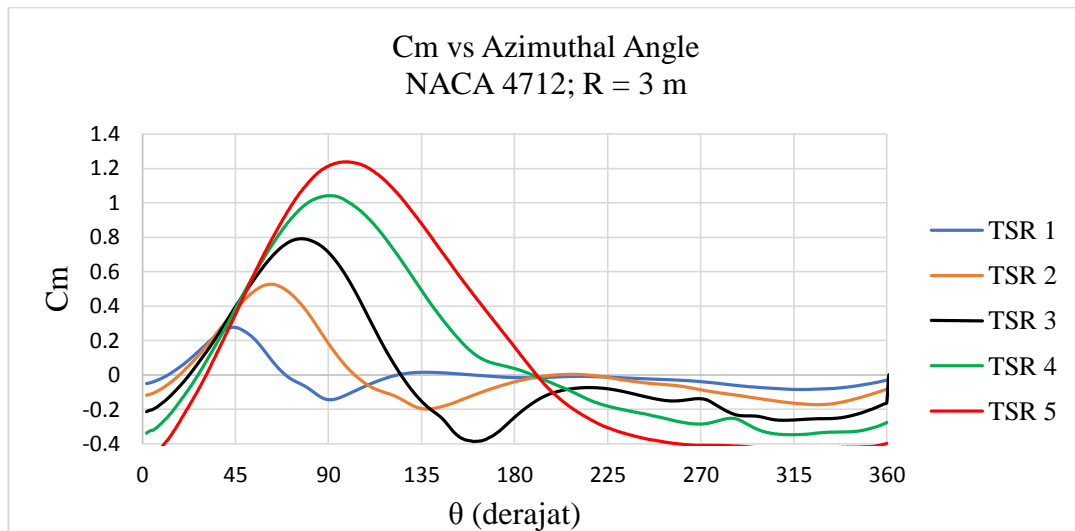
**Gambar 4.20** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-9

- Simulasi ke-10



**Gambar 4.21** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-10

- Simulasi ke-11



**Gambar 4.22** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dengan Variasi TSR pada Simulasi ke-11

Simulasi ke-9, ke-10 dan ke-11 dilakukan dengan memvariasikan profil airfoil. Dimana ketiga profil yang digunakan jenis asimetris dan ketiganya memiliki perbedaan pada lokasi maksimum *camber*-nya. NACA 4312 memiliki lokasi *camber* di depan sedangkan NACA 4712 dibelakang, maksimum *camber* airfoil NACA 4512 tepat berada di tengah. Dengan mengubah lokasi *camber*nya perilaku pembangkitan momen ketiganya memiliki perilaku yang hampir mirip. Perbedaanya terdapat pada negatif momen yang dibangkitkan.

#### 4.4 Komprehensif Analisis

Pada bagian ini dilakukan simulasi CFD dua dimensi VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor* dengan sudu berjumlah 3 buah. Hasil simulasi berupa koefisien momen dihitung untuk memperoleh koefisien daya sebagai representasi dari performa turbin *Darrieus*. Masing-masing model turbin dengan profil airfoil yang berbeda disimulasikan pada tiap-tiap *Tip Speed Ratio* (TSR). Adapun TSR yang dipilih yaitu 2; 2,5; 3; 3,25; 3,5; 4; 4,5 dan 5. Dimensi dan ukuran rotor tetap menggunakan data seperti pada model validasi. Tabel 4.2 merupakan skema simulasi untuk model VAWT *Darrieus* tipe *H-Rotor* 3 sudu. Akibat pemilihan TSR yang berbeda dengan model validasi maka nilai dari kecepatan putar dan lamanya *time step* harus ditentukan, kemudian disajikan pada tabel 4.6.

**Tabel 4.5** Skema Simulasi VAWT 3 Sudu

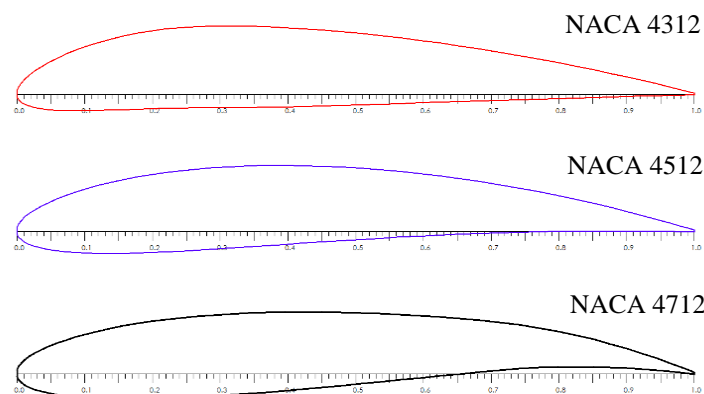
Simulasi ke	Profil Airfoil	Lebar <i>Chord</i> (cm)	<i>Solidity Ratio</i>
1	NACA 0021	8,58	0,5
2	NACA 4312	8,58	0,5
3	NACA 4512	8,58	0,5
4	NACA 4712	8,58	0,5
5	NACA 4712	6,87	0.4
6	NACA 4712	10,30	0.6
7	NACA 4712	12,00	0.7

**Tabel 4.6** Kecepatan Putar dan *time step* VAWT 3 sudu.

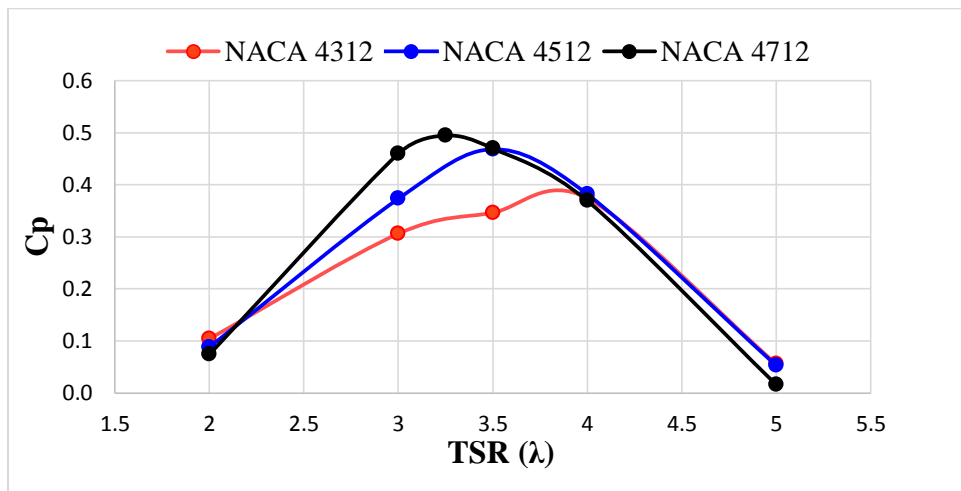
TSR	Kecepatan Putar (rad/s)	<i>Time Step</i> (s)
2,0	34,951	0,0009991
2,5	43,689	0,0007993
3,0	52,427	0,0006661
3,25	56,796	0,0006148
3,5	61,165	0,0005709
4,0	69,903	0,0004996
4,5	78,641	0,0004441
5,0	87,379	0,0003996

#### 4.4.1 Simulasi Dengan Variasi Airfoil Pada Lokasi Camber

Tujuan dari analisis ini adalah untuk mengetahui perilaku VAWT 3 sudu. Parameter yang akan diuji yaitu posisi maksimum *camber* pada airfoil NACA 4312, 4512 dan 4712 seperti terlihat pada Gambar 1.

**Gambar 4.23** Bentuk Geometri Airfoil NACA 4312; 4512 dan 4712

Ketiga profil airfoil memiliki tebal maksimum dan besar *camber* maksimum yang sama, masing-masing direpresentasikan oleh angka digit pertama dan dua digit terakhir pada penomoran airfoil NACA 4 digit. Hal ini dilakukan guna mendapatkan nilai koefisien gaya angkat ( $C_l$ ) yang tidak jauh berbeda diantara ketiga profil airfoil yang diuji. Sehingga kinerja rotor secara keseluruhan dapat dinilai akibat pengaruh posisi *camber*-nya.

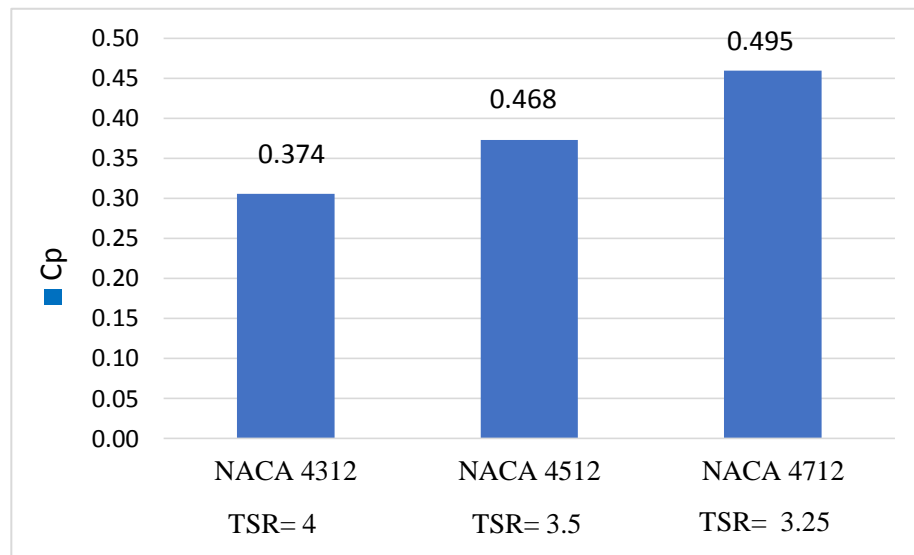


**Gambar 4.24** Kurva  $C_p$  vs TSR pada *Rotor Darrieus* dengan Variasi Profil Airfoil

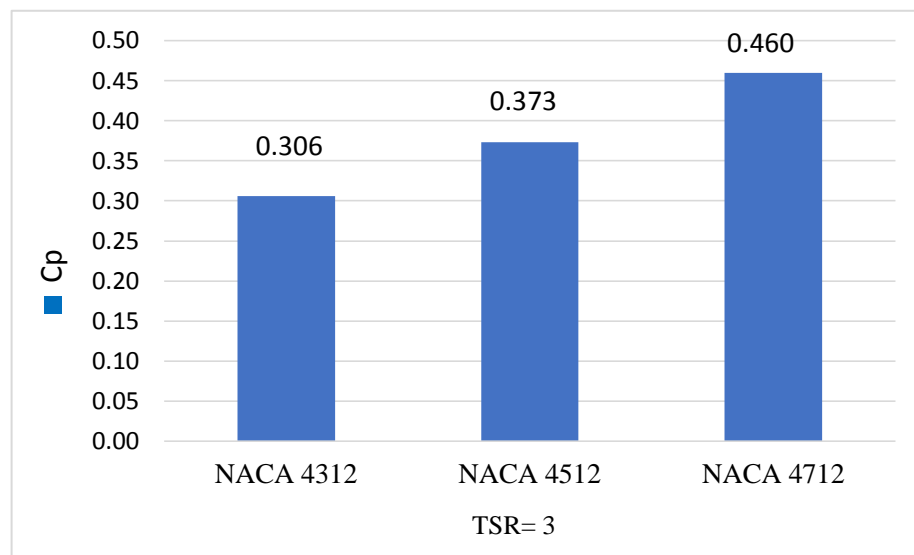
Hasil simulasi CFD memberikan kurva performa rotor *Darrieus* yang variatif pada TSR rendah namun pada  $TSR = 4$  keatas ketiga variasi airfoil memiliki hasil yang hampir sama. Gambar 4.17 menunjukkan bahwa profil airfoil NACA 4712 memiliki nilai maksimum koefisien daya ( $C_p$ ) tertinggi dibanding profil lain. Menariknya airfoil NACA 4712 juga memiliki kurva yang paling lebar, artinya rentang operasinya paling baik. Profil NACA 4312 memiliki performa yang paling rendah, sedangkan NACA 4512 dengan posisi maksimum *camber* tepat ditengah airfoil secara kebetulan memberikan kurva  $C_p$ -TSR yang simetris. Maksimum  $C_p$ -nya berada pada  $TSR = 3.5$  dengan gradien kenaikan dan penurunan kurva yang nyaris sama.

Ketiga airfoil yang diuji memiliki nilai koefisien daya yang sama pada  $TSR = 4$ , sedangkan perbedaan nilai  $C_p$  kontras terlihat pada  $TSR =$

3. Dari hasil ini tampak jelas bahwa perubahan posisi *camber* memberikan hasil yang signifikan terhadap performa rotor *Darrieus* secara keseluruhan.



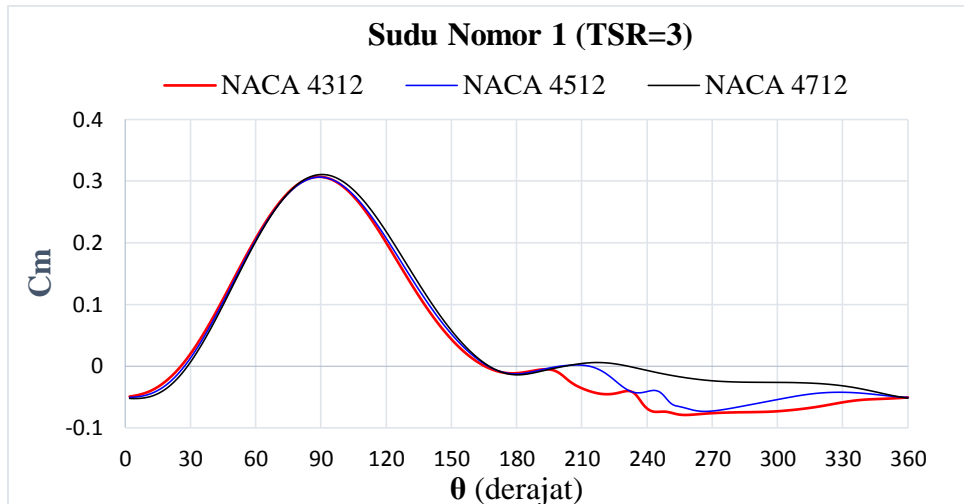
**Gambar 4.25** Nilai  $C_p$  maks.tiap profil airfoil



**Gambar 4.26.** Nilai  $C_p$  tiap airfoil pada TSR=3

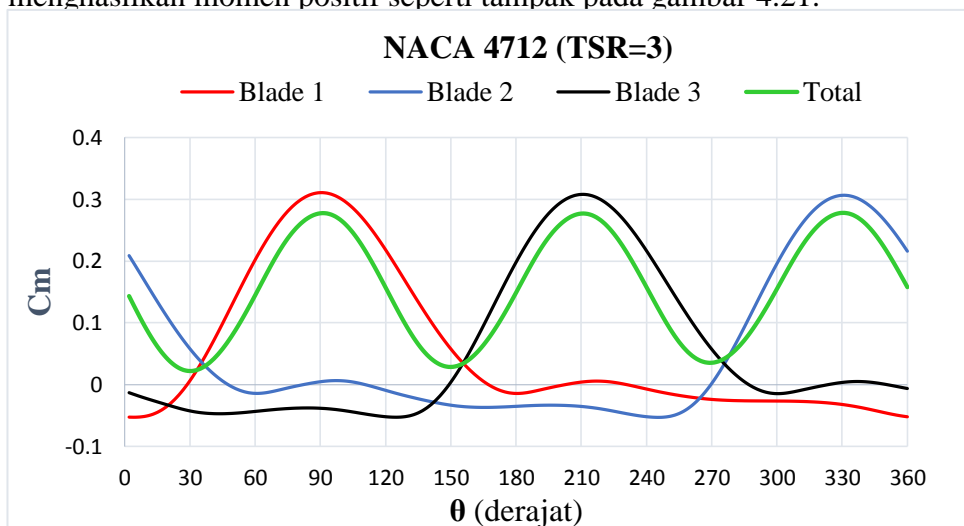
Dengan menggeser posisi *camber* menuju kearah *trailing edge* maka  $C_p$  maksimum yang didapat mengalami peningkatan dan bersamanya rentang operasi TSR menjadi makin lebar. Gambar 4.25 menunjukkan nilai  $C_p$  maksimum untuk setiap profil airfoil, sedangkan nilai  $C_p$  masing-masing airfoil pada TSR = 3 ditunjukkan melalui gambar 4.26.





**Gambar 4.27** Kurva  $C_m$  vs  $\theta$  dari sudu nomor 1 untuk NACA 4312, 4512 & 4712 (TSR= 3)

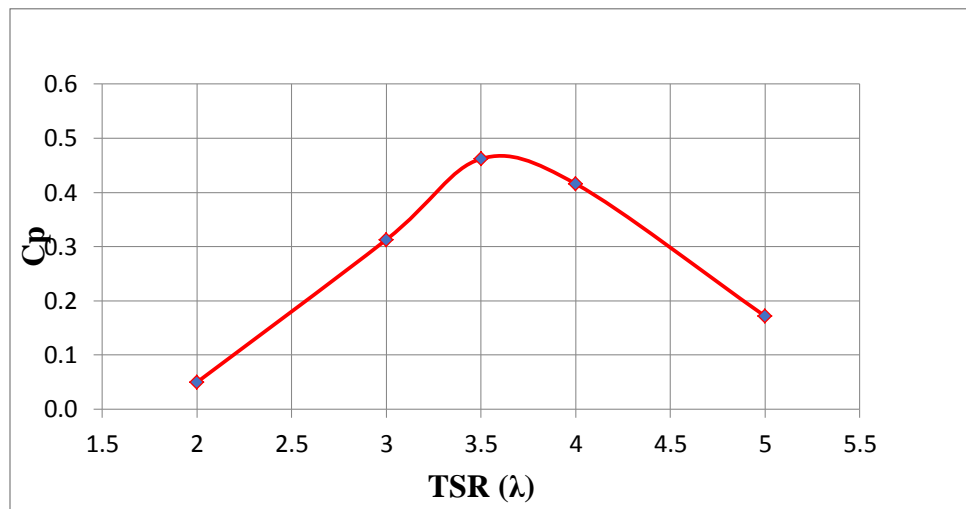
Tinjauan lebih lanjut dilakukan pada  $TSR = 3$  dengan membandingkan nilai koefisien momen ( $C_m$ ) terhadap *azimuthal angle* pada sudu nomor 1 seperti terlihat pada Gambar 4.27. Harga  $C_m$  saat ketiga jenis airfoil menempuh paruh pertama putaran memiliki nilai hampir sama. Tetapi setelah memasuki paruh kedua putaran terjadi variasi negatif momen yang signifikan. Dimana profil NACA 4312 menghasilkan momen negatif paling besar, sedangkan yang terkecil yaitu NACA 4712. Meskipun paruh kedua posisi *azimuthal angle* selalu membangkitkan momen negatif, Namun akumulasi 3 sudu secara keseluruhan selalu menghasilkan momen positif seperti tampak pada gambar 4.21.



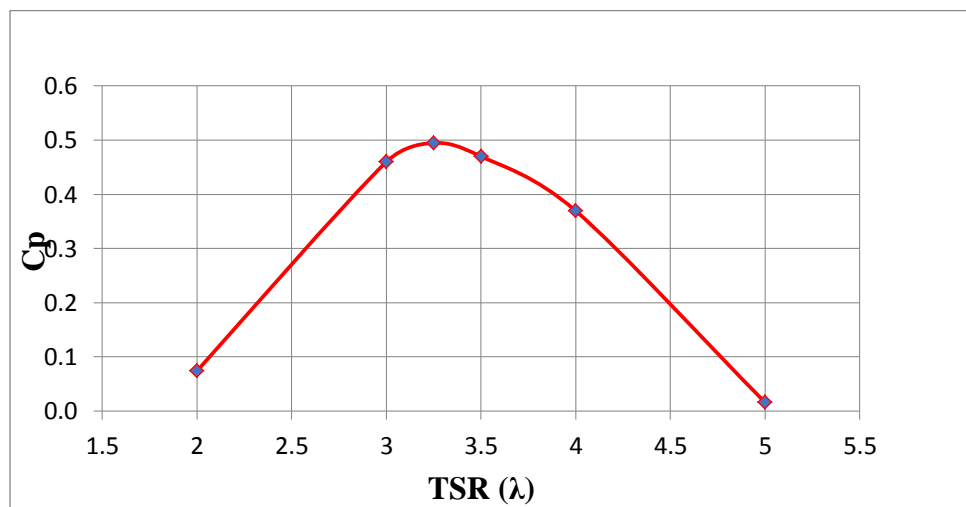
**Gambar 4.28.**  $C_m$  vs  $\theta$  dari NACA 4712 pada pada TSR=3 untuk semua sudu

#### 4.4.2 Simulasi Dengan Variasi Lebar Chord

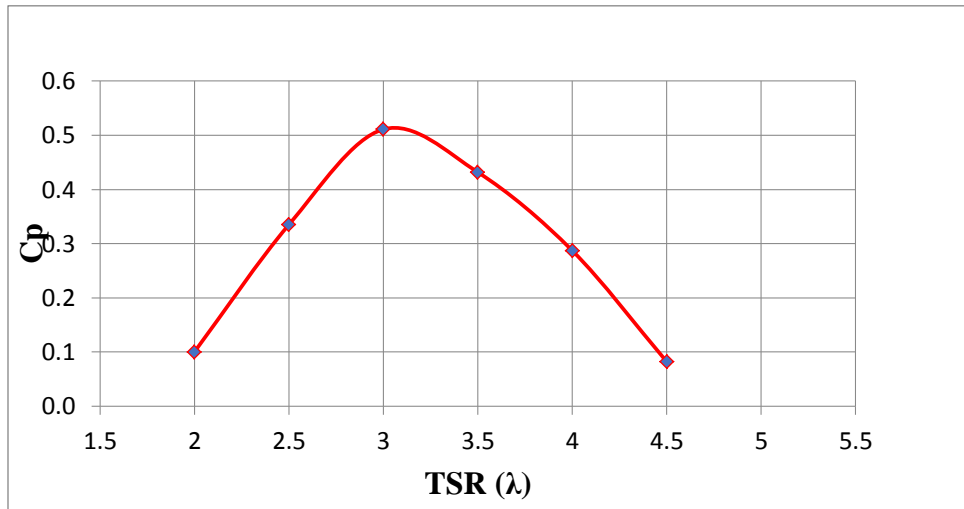
Pada bagian sebelumnya didapat bahwa profil NACA 4712 memiliki banyak keuntungan dibanding profil uji yang lain. Diantaranya yaitu kurva  $C_p$ -TSR yang lebar dan nilai  $C_p$  maksimum paling tinggi. Sehingga pada bagian ini profil airfoil NACA 4712 divariasikan dengan mengubah lebar *chord*. Dengan perubahan ini maka nilai *rasio solidity* akan ikut berubah. Adapun hasil simulasi tersebut disajikan pada Gambar 4.29, 4.30, 4.31 dan 4.32.



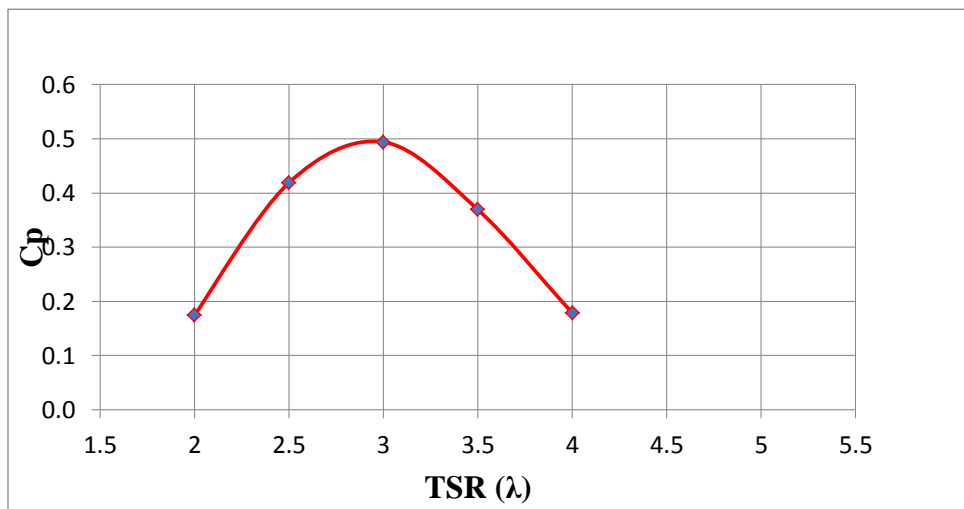
**Gambar 4.29** Kurva  $C_p$  vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=6,87$  cm; solidity= 0,4)



**Gambar 4.30** Kurva  $C_p$  vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=8,58$  cm; solidity= 0,5)



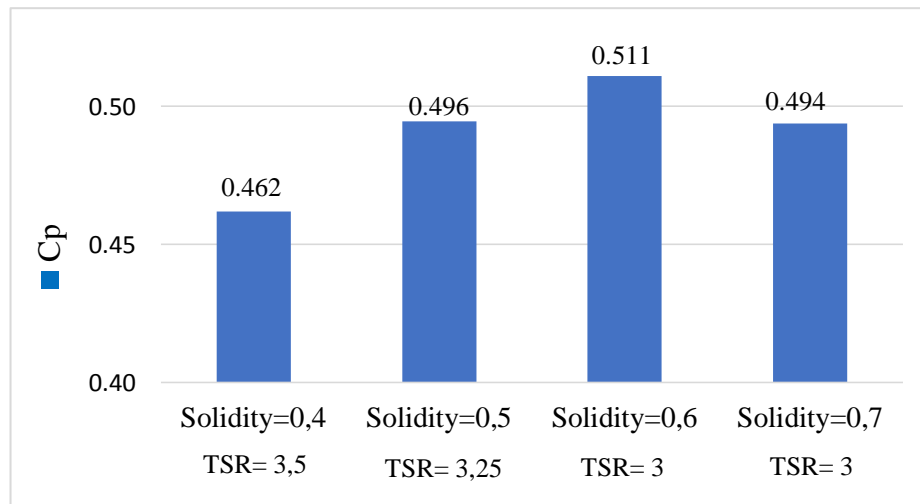
**Gambar 4.31** Kurva  $C_p$  vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=10,3$  cm; solidity= 0,6)



**Gambar 4.32** Kurva  $C_p$  vs TSR pada profil NACA 4712 ( $c=12$  cm; solidity= 0,7)

Hasil simulasi diatas terlihat bahwa nilai maksimum  $C_p$  tertinggi dimiliki oleh VAWT dengan lebar chord 10,3 cm atau *solidity ratio* 0,6 dengan nilai 0,511. Sedangkan kurva  $C_p$ -TSR dengan *solidity* diatas maupun dibawah 0,6 mengalami penurunan nilai maksimum. Tetapi tidak dapat dikatakan bahwa desain ini yang paling optimal. Kurva  $C_p$ -TSR untuk *solidity* 0,5 memiliki bentuk kurva paling lebar diantara yang lain. Perubahan lebar *chord* juga berpengaruh pada bentuk kurva  $C_p$ -TSR nya. Pada *solidity* 0,4 puncak kurva berada pada TSR = 3,5 kemudian semakin tinggi nilai *solidity* puncak kurva semakin bergeser kekiri. Dimana puncak

kurva dengan nilai TSR terendah terjadi pada *solidity* 0,6 dan 0,7 yaitu pada  $TSR = 3$ .



**Gambar 4.33** Nilai  $C_p$  Maksimum pada Variasi *Solidity Ratio*

## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

#### 5.1 Kesimpulan

Ada beberapa kesimpulan yang dapat diambil dari penelitian ini diantaranya yaitu :

1. Komputasi dengan *software open source* Qblade yang berbasis perhitungan DMS dapat digunakan untuk memvalidasi hasil simulasi *Computational Fluid Dynamic* (CFD) dengan model turbin 2-dimensi 1 sudu.
2. Hasil simulasi CFD dengan model turbin 2-dimensi 3 sudu cukup valid untuk mengetahui perilaku *Vertical Axis Wind Turbine* tipe *Darrieus* meski nilai yang didapat sedikit lebih besar dari data eksperimen.
3. Analisis dengan model 1 sudu telah menjawab fenomena pembangkitan momen dengan berbagai macam variasi. Dari sana diketahui bahwa:
  - Semakin panjang radius (R) turbin energi, angin yang diekstrak menjadi energi kinetik semakin kecil. Namun dapat meminimalkan pembangkitan momen negatif.
  - Profil Airfoil asimetris memberi keuntungan dengan pembangkitan  $C_m$  yang lebih tinggi dibanding airfoil simetris. Tetapi bersamanya memberi negatif momen yang besar pula. Sedang profil simetris mempunyai keunggulan berupa minimnya momen negatif yang dibangkitkan.
  - Pemberian sudut *pitch* memberikan keuntungan untuk airfoil asimetris dan berlaku pada TSR rendah namun merugikan pada TSR tinggi.
  - Variasi dengan menambah tebal maksimum airfoil dapat meningkatkan nilai  $C_m$  hingga pada tebal tertentu. Setelahnya penambahan tebal maksimum airfoil akan mengurangi nilai  $C_m$ .
  - Variasi airfoil pada letak maksimum *camber* memberikan besaran  $C_m$  yang hampir sama namun negatif  $C_m$  yang dihasilkan berbeda.

4. Analisis komprehensif dengan model 2-dimensi VAWT 3 sudu difokuskan pada variasi letak maksimum *camber*. Dengan menggeser posisi maksimum *camber* ke arah *trailing edge* maka  $C_p$  maksimum yang diperoleh mengalami kenaikan. Pada profil airfoil yang telah diuji, NACA 4712 memberikan hasil terbaik dengan nilai maksimum  $CP$  paling tinggi sebesar 0,496 untuk  $TSR = 3,25$ . Kinerja turbin terendah ditunjukkan oleh NACA 4312.
5. Variasi *solidity ratio* dengan mengubah lebar *chord* didapatkan bahwa nilai maksimum  $C_p$  tertinggi didapat pada *solidity ratio* 0,6 yaitu sebesar 0.51.

### 5.1 Saran

Penelitian ini membuka ruang bagi topik-topik penelitian lain yang amat luas. Berbagai macam variabel yang telah diuji diantaranya memberi keuntungan dengan pembangkitan momen positif yang besar namun namun memberi dampak meningkatnya momen negatif. Penggunaan profil airfoil asimetris dengan lokasi *camber* mendekati *trailing edge* telah terbukti mampu mengurangi pembangkitan negatif momen. Karena itu layak untuk diteliti dan divariasikan dengan variable-variabel lain.

## DAFTAR PUSTAKA

1. Kementrian Energi dan Sumber Daya Mineral, 2017. *Rasio Elektrifikasi Indonesia*. Jakarta
2. Persatuan Insinyur Indonesia dan Inspirasi Insinyur, 2016. *Engineer Weekly*. No. 04 W. III, Mei 2016, Jakarta
3. Kracht, P., Giebhardt, J., Lutz, M. A., Vecchio, M., Moroso, A., & Bard, J., 2012. *Implementation of a Vertical Axis Marine Current Turbine for Off-grid Village Electrification in Indonesia*. 4<sup>th</sup> International Conference on Ocean Energy, 17 October, Dublin.
4. Republik Indonesia, 2017. *Peraturan Menteri Energi dan Sumber Daya Mineral Nomor 39 Tahun 2017 tentang Pelaksanaan Kegiatan Fisik Pemanfaatan Energi Baru dan Energi Terbarukan serta Konservasi*. Jakarta
5. Republik Indonesia, 2016. *Keputusan Menteri Energi dan Sumber Daya Mineral Nomor 5899 K/20/MEM/2016 tentang Pengesahan Rencana Usaha Penyediaan Tenaga Listrik PT. Perusahaan Listrik Negara (Persero) Tahun 2016 s.d. 2025*. Jakarta
6. Soeripno, M. S., Nila M., 2014. *Blowing the Wind Energy in Indonesia*. Conference and Exhibition Indonesia Renewable Energy & Energy Conservation, Indonesia: EBTKE-CONEX 2013.
7. Kementrian Energi dan Sumber Daya Mineral, 2016. *Peta Potensi Energi Angin Indonesia*. Jakarta
8. Ahmadi-Baloutaki M., 2015. *Analysis and Improvement of Aerodynamic Performance of Straight Bladed Vertical Axis Wind Turbines*. Electronic Theses and Dissertation Windsor University, Ontario, Canada
9. Manwell, J.F., McGowan, J.G., & Rogers A.L., 2009. *Wind Energy Explained*. Wiltshire: CPI Antony Rowe.
10. Blazek, J., 2007. *Computational Fluid Dynamics Principles and Applications*. Oxford: Butterworth-Heinemann
11. Ahmad Hemami, 2012. *Wind Turbine Technology*. New York: Cengage Learning

12. Anonim, 2015. *Dasar-dasar Perancangan Bilah*. PT. Lentera Angin Nusantara
13. Hau, E., 2013. *Wind Turbines - Fundamentals, Technologies, Application, Economics*. 3rd. London: Springer.
14. Biadgo, A.M., Simonovic, A., Komarov, D. & Stupar, S., 2013. *Numerical and Analytical Investigation of Vertical Axis Wind Turbine*. FME Transactions, vol. 41, No 1.
15. Ebobi, O., 2013. *The Influence of Blade Chord on the Aerodynamics and Performance of Vertical Axis Wind Turbines*. Thesis, The University of Sheffield
16. ANSYS, Inc., 2011. *ANSYS FLUENT 14.0 User Guide*. Canonsburg PA: ANSYS, Inc.
17. Abu-El-Yazied, T.G., Doghiem, H.N., Ali, A.M. & Hassan, I.M., 2014. *Investigation of the Aerodynamic Performance of Darrieus Vertical Axis Wind Turbine*. IOSR Journal of Engineering, vol. 04, pp. 18-29
18. Castelli, M.R., Pavesi G., Battisti L., Benini E., Ardizzon G., 2010. *Modeling Strategy and Numerical Validation for a Darrieus Vertical Axis Micro-wind Turbine*. Vancouver, British Columbia, Canada: ASME 2010 International Mechanical Engineering
19. Castelli, M.R., Englaro, A. & Benini, E., 2011. *The Darrieus Wind Turbine: Proposal for a New Performance Prediction Modelbased on CFD*. Energy, vol. 36, pp. 4919-4934
20. Gómez, A.H., Montlaur, A.V., 2014. *Computational Fluid Dynamics Study of 2D Vertical Axis Turbines for Application to Wind and Tidal Energy Production*. Enginyeria Tècnica Aeronàutica, especialitat Aeronavegació, Universitat Politècnica de Catalunya.
21. John D.A., 2008. *Introduction to Flight*. 6th edition, Mc Graw - Hill International Edition
22. Marten, D., Wendler J., 2013. *QBlade Guidelines*. Berlin: Chair of Fluid Dynamics



23. Subramanian, A., Yogesh S.A., Sivanandan H., Giri A., Vasudevan M., Mugundhan V., et al., 2017. *Effect of Airfoil and Solidity on Performance of Small Scale Vertical Axis Wind Turbine Using Three Dimensional CFD Model*. Energy 2017;133:179e90.
24. Chan, H. S., 1990. *A Three-dimensional Technique for Predicting First and Second-order Hydrodynamic Forces on a Marine Vehicle Advancing in Waves*. PhD Thesis, Department of Naval Architecture & Ocean Engineering, University of Glasgow

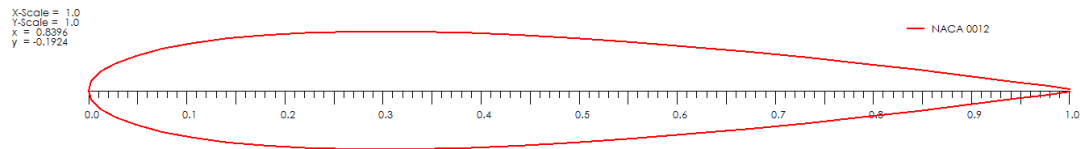
*(halaman ini sengaja dikosongkan)*

## **LAMPIRAN I**

### **KOORDINAT AIRFOIL**

Pada lampiran ini diberikan koordinat dari beberapa profil Airfoil NACA 4 digit. Koordinat-koordinat tersebut digenerasi dengan *software* QBlade yang kemudian digunakan dalam simulasi CFD *transient* dua dimensi.

## 1. NACA 0012

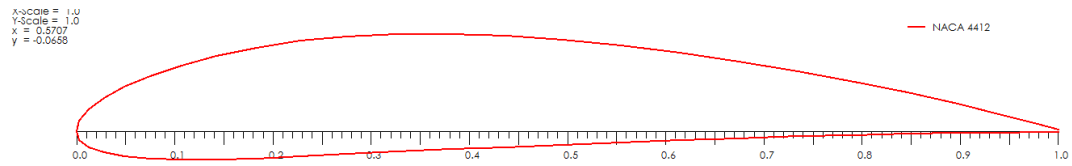


**Gambar 1** Geometri NACA 0012

**Tabel 1** Koordinat NACA 0012

NACA 0012					
No	X coordinate	Y coordinate	No	X coordinate	Y coordinate
1	1	0.00126	26	0.00321	-0.00985
2	0.97927	0.00413	27	0.01265	-0.01905
3	0.94287	0.009	28	0.02805	-0.02755
4	0.8978	0.01475	29	0.04909	-0.03527
5	0.84691	0.02089	30	0.07549	-0.04211
6	0.79199	0.02711	31	0.10691	-0.04795
7	0.73438	0.03321	32	0.14303	-0.05272
8	0.67512	0.03902	33	0.1835	-0.05632
9	0.6151	0.04437	34	0.22796	-0.05871
10	0.55507	0.04915	35	0.27602	-0.05988
11	0.49571	0.05321	36	0.32727	-0.05985
12	0.43759	0.05642	37	0.38128	-0.05867
13	0.38128	0.05867	38	0.43759	-0.05642
14	0.32727	0.05985	39	0.49571	-0.05321
15	0.27602	0.05988	40	0.55507	-0.04915
16	0.22796	0.05871	41	0.6151	-0.04437
17	0.1835	0.05632	42	0.67512	-0.03902
18	0.14303	0.05272	43	0.73438	-0.03321
19	0.10691	0.04795	44	0.79199	-0.02711
20	0.07549	0.04211	45	0.84691	-0.02089
21	0.04909	0.03527	46	0.8978	-0.01475
22	0.02805	0.02755	47	0.94287	-0.009
23	0.01265	0.01905	48	0.97927	-0.00413
24	0.00321	0.00985	49	1	-0.00126
25	0	0			

## 2. NACA 4412

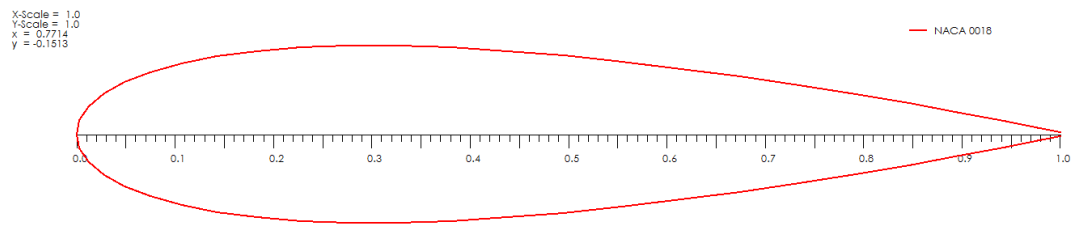


**Gambar 2** Geometri NACA 4412

**Tabel 2** Koordinat NACA 4412

NACA 4412					
No	X coordinate	Y coordinate	No	X coordinate	Y coordinate
1	1	0.00126	26	0.00321	-0.00921
2	0.97927	0.00685	27	0.01265	-0.01656
3	0.94287	0.01626	28	0.02805	-0.02214
4	0.8978	0.02722	29	0.04909	-0.02605
5	0.84691	0.0387	30	0.07549	-0.02843
6	0.79199	0.05004	31	0.10691	-0.02943
7	0.73438	0.06079	32	0.14303	-0.02922
8	0.67512	0.07061	33	0.1835	-0.02804
9	0.6151	0.07923	34	0.22796	-0.02611
10	0.55507	0.08648	35	0.27602	-0.02373
11	0.49571	0.09219	36	0.32727	-0.02118
12	0.43759	0.09627	37	0.38128	-0.01876
13	0.38128	0.09858	38	0.43759	-0.01658
14	0.32727	0.09853	39	0.49571	-0.01423
15	0.27602	0.09604	40	0.55507	-0.01182
16	0.22796	0.09131	41	0.6151	-0.00952
17	0.1835	0.0846	42	0.67512	-0.00743
18	0.14303	0.07621	43	0.73438	-0.00564
19	0.10691	0.06648	44	0.79199	-0.00419
20	0.07549	0.05578	45	0.84691	-0.00308
21	0.04909	0.04449	46	0.8978	-0.00228
22	0.02805	0.03296	47	0.94287	-0.00175
23	0.01265	0.02154	48	0.97927	-0.00142
24	0.00321	0.01049	49	1	-0.00126
25	0	0			

### 3. NACA 0018

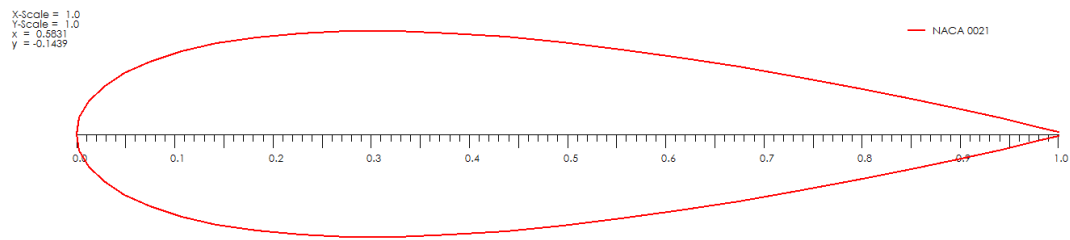


**Gambar 3** Geometri NACA 0018

**Tabel 3** Koordinat NACA 0018

NACA 0018						
No	X coordinate	Y coordinate		No	X coordinate	Y coordinate
1	1	0.00189		26	0.00321	-0.01477
2	0.97927	0.0062		27	0.01265	-0.02857
3	0.94287	0.01351		28	0.02805	-0.04133
4	0.8978	0.02213		29	0.04909	-0.05291
5	0.84691	0.03133		30	0.07549	-0.06316
6	0.79199	0.04067		31	0.10691	-0.07193
7	0.73438	0.04982		32	0.14303	-0.07907
8	0.67512	0.05852		33	0.1835	-0.08448
9	0.6151	0.06656		34	0.22796	-0.08807
10	0.55507	0.07373		35	0.27602	-0.08983
11	0.49571	0.07981		36	0.32727	-0.08978
12	0.43759	0.08463		37	0.38128	-0.08801
13	0.38128	0.08801		38	0.43759	-0.08463
14	0.32727	0.08978		39	0.49571	-0.07981
15	0.27602	0.08983		40	0.55507	-0.07373
16	0.22796	0.08807		41	0.6151	-0.06656
17	0.1835	0.08448		42	0.67512	-0.05852
18	0.14303	0.07907		43	0.73438	-0.04982
19	0.10691	0.07193		44	0.79199	-0.04067
20	0.07549	0.06316		45	0.84691	-0.03133
21	0.04909	0.05291		46	0.8978	-0.02213
22	0.02805	0.04133		47	0.94287	-0.01351
23	0.01265	0.02857		48	0.97927	-0.0062
24	0.00321	0.01477		49	1	-0.00189
25	0	0				

#### 4. NACA 0021

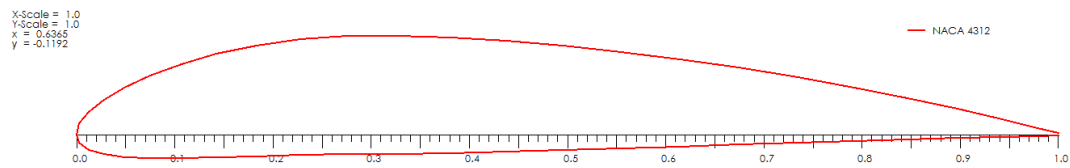


**Gambar 4** Geometri NACA 0021

**Tabel 4** Koordinat NACA 0021

NACA 0021						
No	X coordinate	Y coordinate		No	X coordinate	Y coordinate
1	1	0.0022		26	0.00321	-0.01723
2	0.97927	0.00723		27	0.01265	-0.03333
3	0.94287	0.01576		28	0.02805	-0.04821
4	0.8978	0.02581		29	0.04909	-0.06172
5	0.84691	0.03655		30	0.07549	-0.07369
6	0.79199	0.04745		31	0.10691	-0.08392
7	0.73438	0.05812		32	0.14303	-0.09225
8	0.67512	0.06828		33	0.1835	-0.09856
9	0.6151	0.07766		34	0.22796	-0.10275
10	0.55507	0.08601		35	0.27602	-0.1048
11	0.49571	0.09312		36	0.32727	-0.10474
12	0.43759	0.09874		37	0.38128	-0.10268
13	0.38128	0.10268		38	0.43759	-0.09874
14	0.32727	0.10474		39	0.49571	-0.09312
15	0.27602	0.1048		40	0.55507	-0.08601
16	0.22796	0.10275		41	0.6151	-0.07766
17	0.1835	0.09856		42	0.67512	-0.06828
18	0.14303	0.09225		43	0.73438	-0.05812
19	0.10691	0.08392		44	0.79199	-0.04745
20	0.07549	0.07369		45	0.84691	-0.03655
21	0.04909	0.06172		46	0.8978	-0.02581
22	0.02805	0.04821		47	0.94287	-0.01576
23	0.01265	0.03333		48	0.97927	-0.00723
24	0.00321	0.01723		49	1	-0.0022
25	0	0				

## 5. NACA 4312



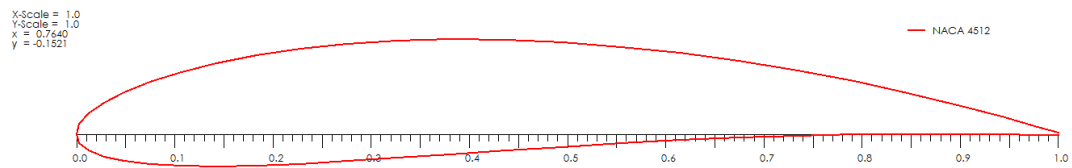
**Gambar 5** Geometri NACA 4312

**Tabel 5** Koordinat NACA 4312

NACA 4312					
No	X coordinate	Y coordinate		No	Y coordinate
1	1	0.00126		26	-0.009
2	0.97927	0.00647		27	-0.01575
3	0.94287	0.01527		28	-0.02042
4	0.8978	0.02558		29	-0.02325
5	0.84691	0.03647		30	-0.02451
6	0.79199	0.04735		31	-0.02452
7	0.73438	0.05781		32	-0.02367
8	0.67512	0.06753		33	-0.02235
9	0.6151	0.07627		34	-0.02102
10	0.55507	0.08384		35	-0.02014
11	0.49571	0.09008		36	-0.01991
12	0.43759	0.09488		37	-0.01921
13	0.38128	0.09813		38	-0.01797
14	0.32727	0.09979		39	-0.01634
15	0.27602	0.09963		40	-0.01446
16	0.22796	0.09641		41	-0.01248
17	0.1835	0.09029		42	-0.0105
18	0.14303	0.08177		43	-0.00862
19	0.10691	0.07138		44	-0.00687
20	0.07549	0.0597		45	-0.00531
21	0.04909	0.04729		46	-0.00392
22	0.02805	0.03468		47	-0.00274
23	0.01265	0.02235		48	-0.0018
24	0.00321	0.0107		49	-0.00126
25	0	0			



## 6. NACA 4512

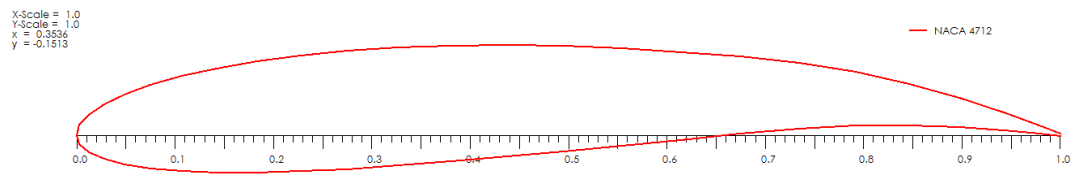


**Gambar 6** Geometri NACA 4512

**Tabel 6** Koordinat NACA 4512

NACA 4512					
No	X coordinate	Y coordinate	No	X coordinate	Y coordinate
1	1	0.00126	26	0.00321	-0.00934
2	0.97927	0.00738	27	0.01265	-0.01705
3	0.94287	0.01762	28	0.02805	-0.02319
4	0.8978	0.02943	29	0.04909	-0.0278
5	0.84691	0.04163	30	0.07549	-0.03094
6	0.79199	0.05347	31	0.10691	-0.03268
7	0.73438	0.06442	32	0.14303	-0.0331
8	0.67512	0.07411	33	0.1835	-0.03235
9	0.6151	0.08225	34	0.22796	-0.03055
10	0.55507	0.08866	35	0.27602	-0.02791
11	0.49571	0.09321	36	0.32727	-0.02463
12	0.43759	0.0958	37	0.38128	-0.02093
13	0.38128	0.09642	38	0.43759	-0.01705
14	0.32727	0.09508	39	0.49571	-0.01321
15	0.27602	0.09186	40	0.55507	-0.00964
16	0.22796	0.08687	41	0.6151	-0.00649
17	0.1835	0.08029	42	0.67512	-0.00392
18	0.14303	0.07233	43	0.73438	-0.002
19	0.10691	0.06323	44	0.79199	-0.00076
20	0.07549	0.05327	45	0.84691	-0.00014
21	0.04909	0.04274	46	0.8978	-0.00007
22	0.02805	0.03191	47	0.94287	-0.00038
23	0.01265	0.02105	48	0.97927	-0.00088
24	0.00321	0.01036	49	1	-0.00126
25	0	0			

## 7. NACA 4712



**Gambar 7** Geometri NACA 4712

**Tabel 7** Koordinat NACA 4712

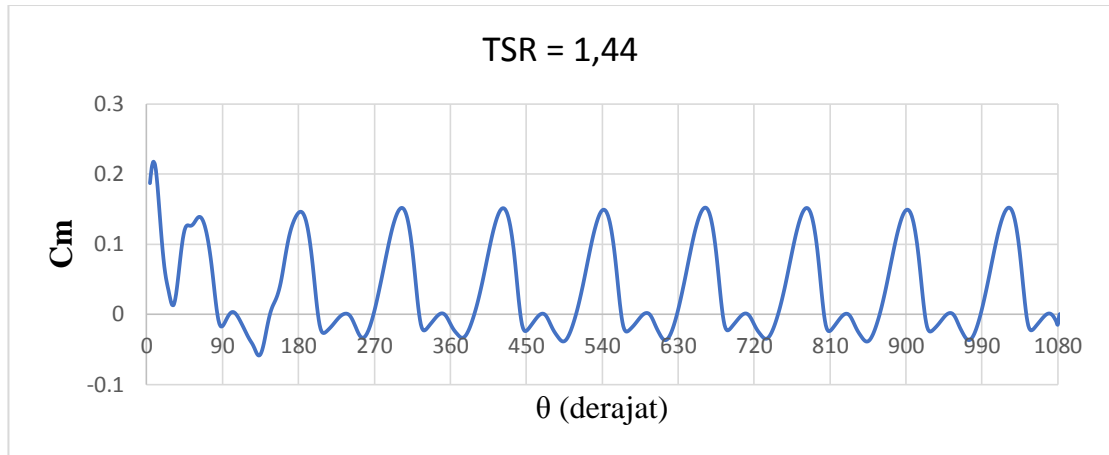
NACA 4712					
No	X coordinate	Y coordinate	No	X coordinate	Y coordinate
1	1	0.00126	26	0.00321	-0.00934
2	0.97927	0.00738	27	0.01265	-0.01705
3	0.94287	0.01762	28	0.02805	-0.02319
4	0.8978	0.02943	29	0.04909	-0.0278
5	0.84691	0.04163	30	0.07549	-0.03094
6	0.79199	0.05347	31	0.10691	-0.03268
7	0.73438	0.06442	32	0.14303	-0.0331
8	0.67512	0.07411	33	0.1835	-0.03235
9	0.6151	0.08225	34	0.22796	-0.03055
10	0.55507	0.08866	35	0.27602	-0.02791
11	0.49571	0.09321	36	0.32727	-0.02463
12	0.43759	0.0958	37	0.38128	-0.02093
13	0.38128	0.09642	38	0.43759	-0.01705
14	0.32727	0.09508	39	0.49571	-0.01321
15	0.27602	0.09186	40	0.55507	-0.00964
16	0.22796	0.08687	41	0.6151	-0.00649
17	0.1835	0.08029	42	0.67512	-0.00392
18	0.14303	0.07233	43	0.73438	-0.002
19	0.10691	0.06323	44	0.79199	-0.00076
20	0.07549	0.05327	45	0.84691	-0.00014
21	0.04909	0.04274	46	0.8978	-0.00007
22	0.02805	0.03191	47	0.94287	-0.00038
23	0.01265	0.02105	48	0.97927	-0.00088
24	0.00321	0.01036	49	1	-0.00126
25	0	0			

## **LAMPIRAN II**

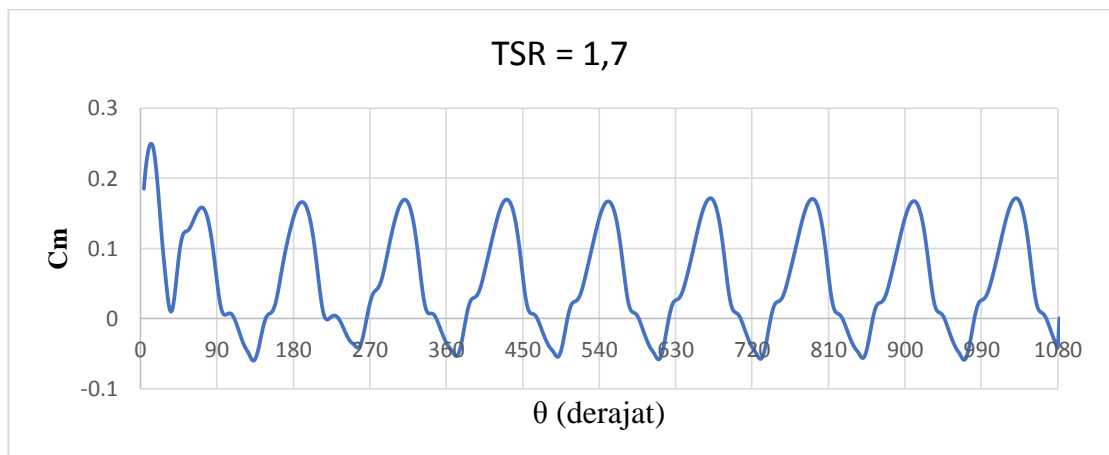
### **HASIL SIMULASI**

Hasil simulasi CFD dipaparkan pada lampiran ini dalam bentuk kurva koefisien momen ( $C_m$ ) vs sudut azimut ( $\theta$ ). Kurva yang ditampilkan merupakan hasil simulasi empat kali rotasi penuh.

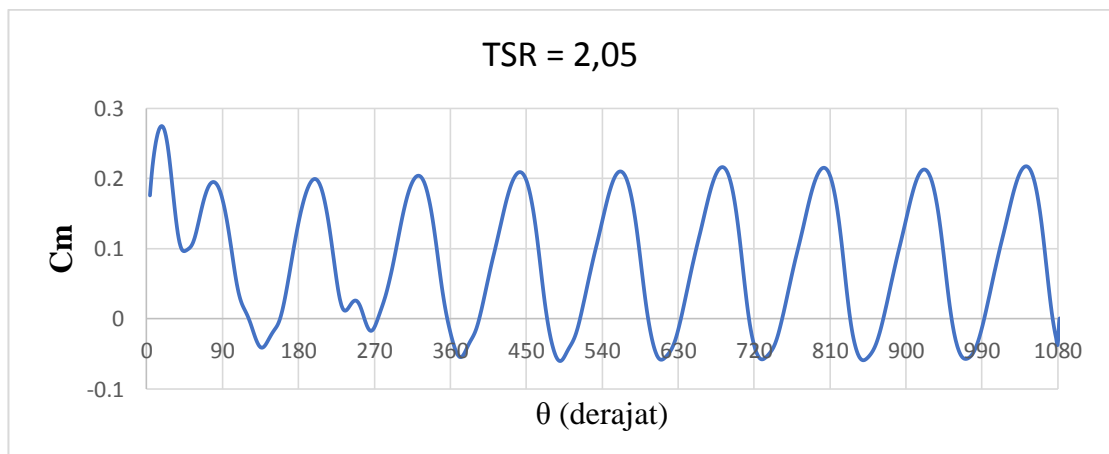
**1. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 0021, Solidity Ratio = 0,5**



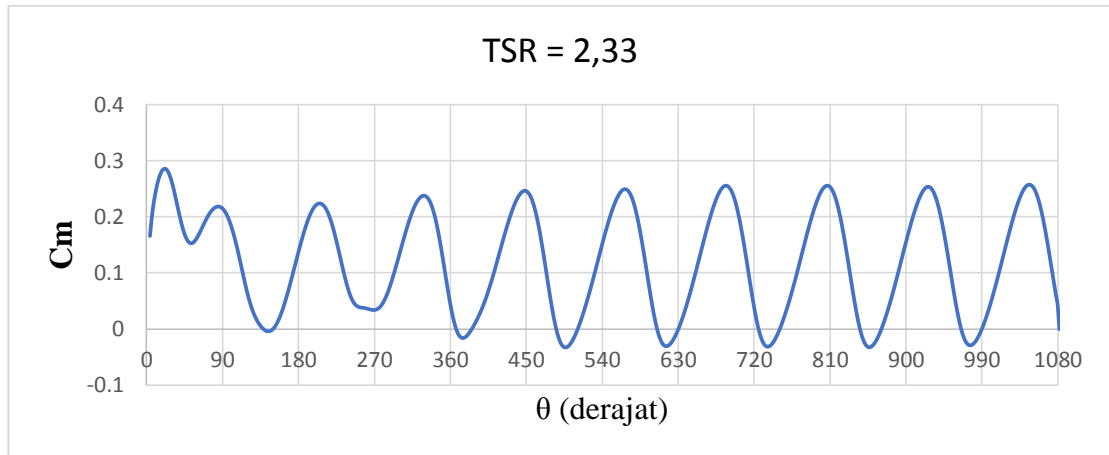
**Gambar 8** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=1,44$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$



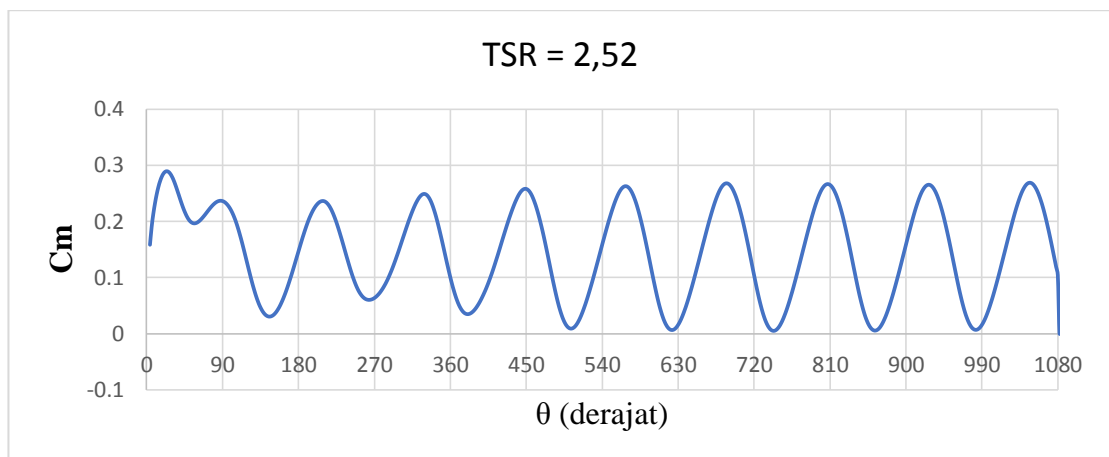
**Gambar 9** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=1,7$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$



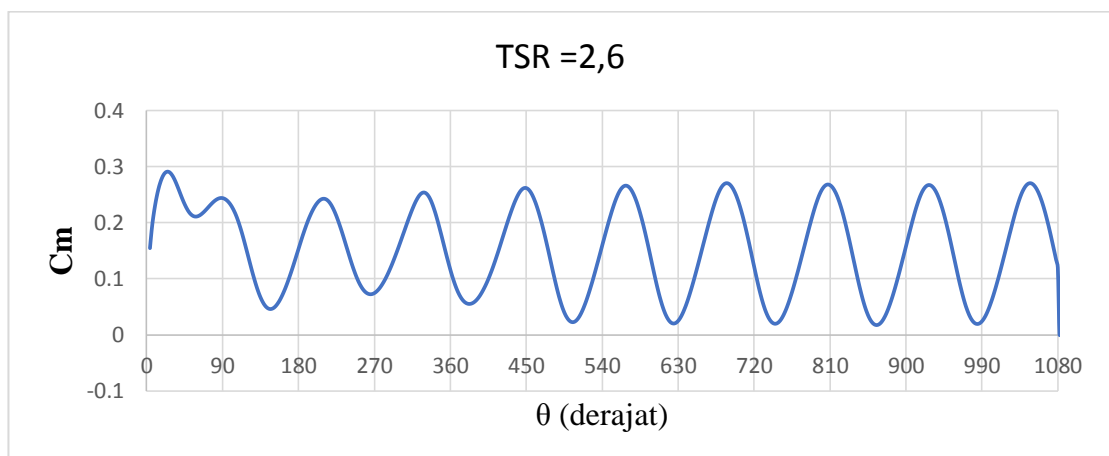
**Gambar 10** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2,05$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$



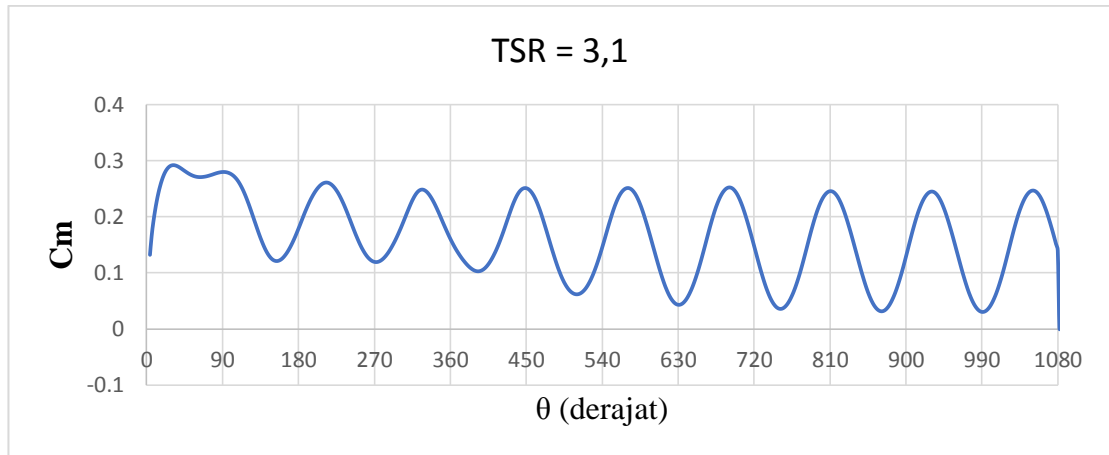
**Gambar 10** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2,33$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$



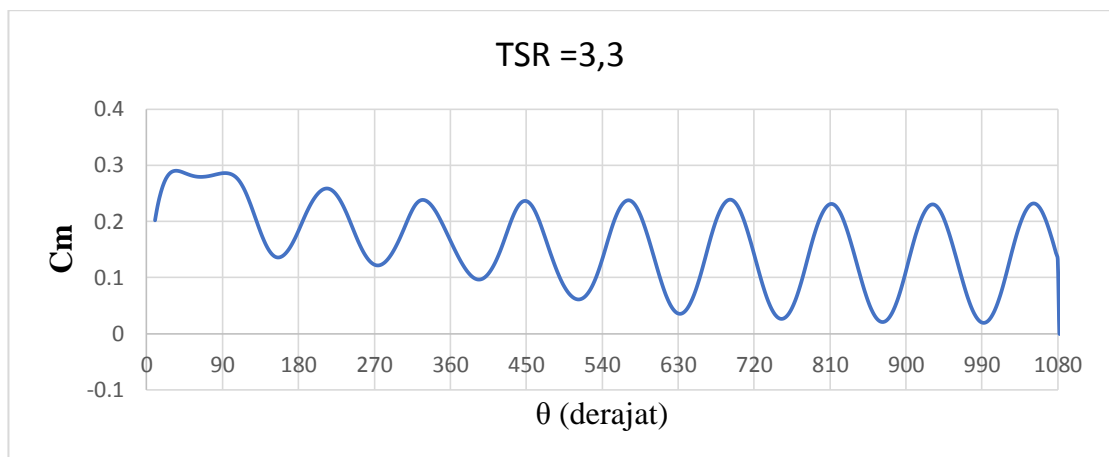
**Gambar 11** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2,52$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$



**Gambar 12** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2,6$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$

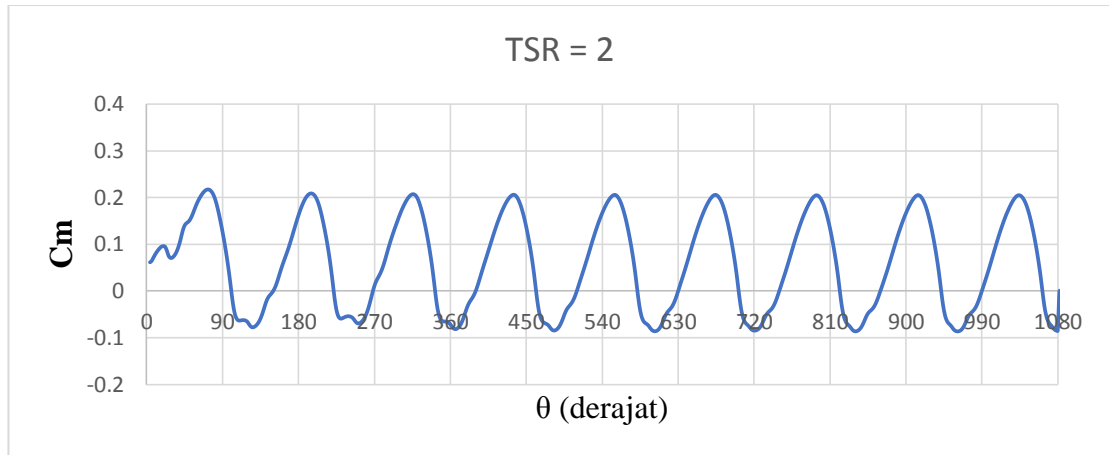


**Gambar 13** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,1$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$

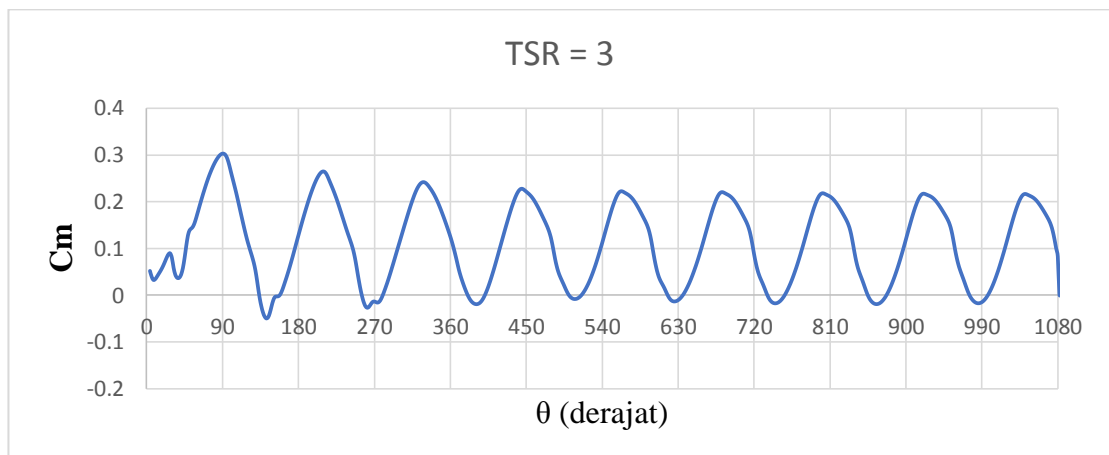


**Gambar 14** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,3$  untuk Airfoil NACA 0021,  $\sigma = 0,5$

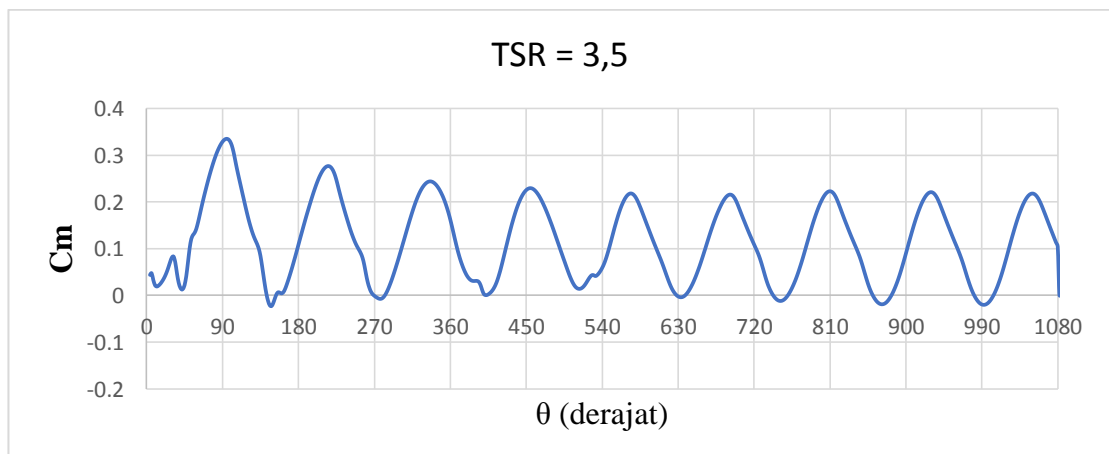
## 2. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 4312, *Solidity Ratio* = 0,5



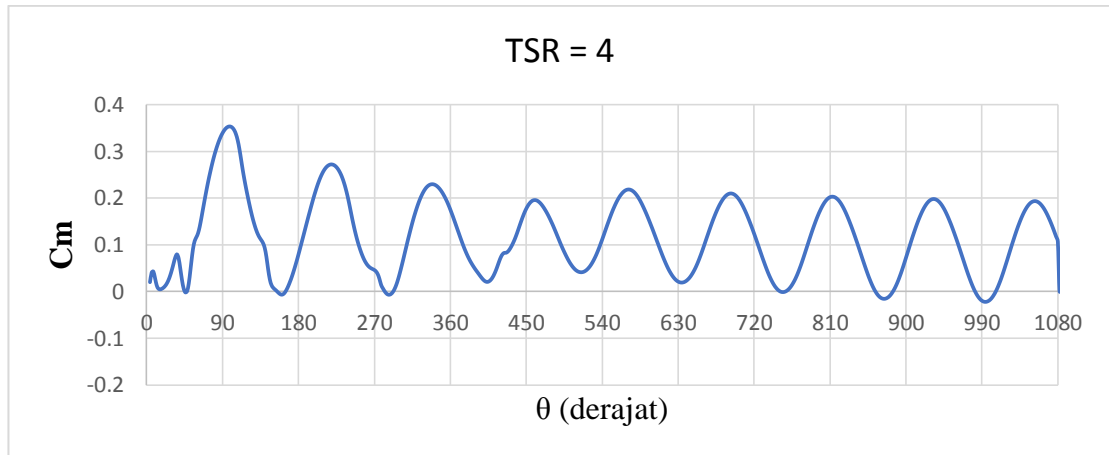
**Gambar 15** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2$  untuk Airfoil NACA 4312,  $\sigma = 0,5$



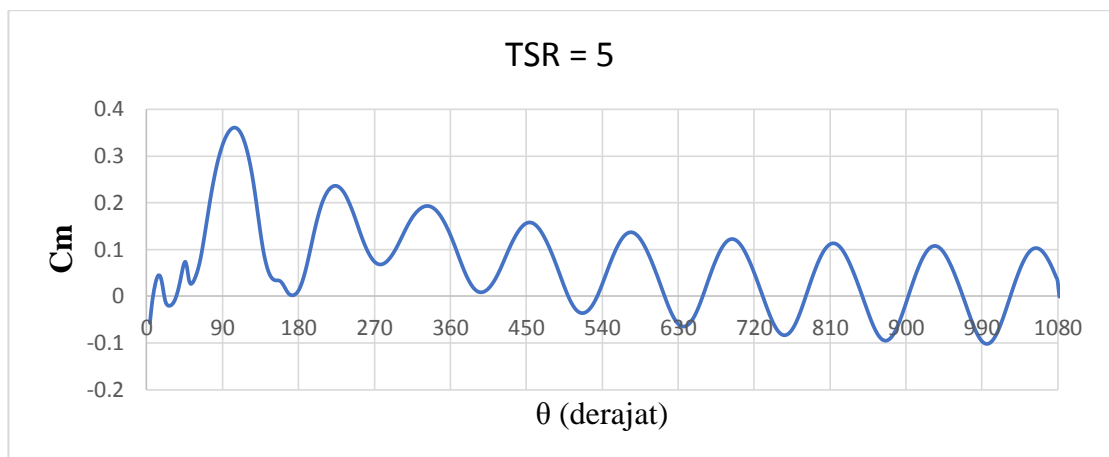
**Gambar 16** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3$  untuk Airfoil NACA 4312,  $\sigma = 0,5$



**Gambar 17** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,5$  untuk Airfoil NACA 4312,  $\sigma = 0,5$



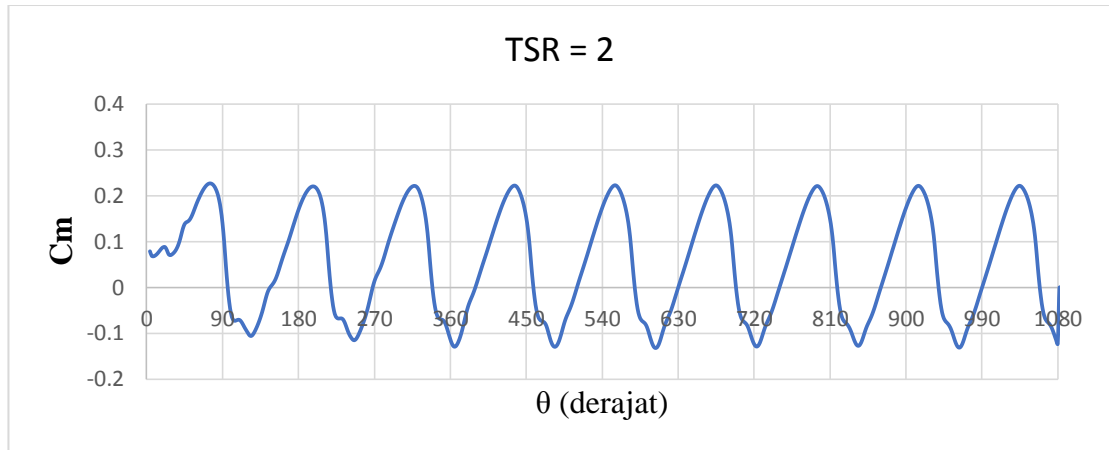
**Gambar 18** Kurva Cm total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4312,  $\sigma = 0,5$



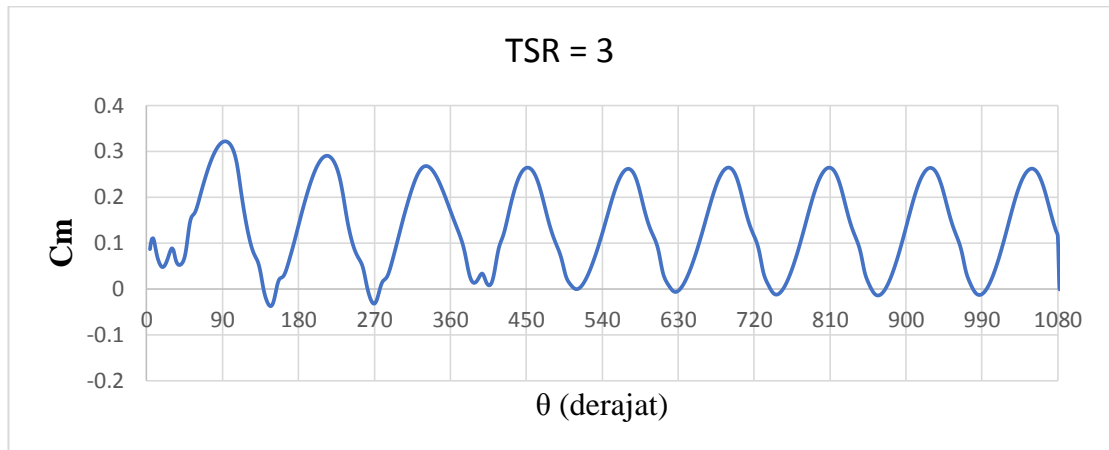
**Gambar 19** Kurva Cm total vs  $\theta$  pada  $\lambda=5$  untuk Airfoil NACA 4312,  $\sigma = 0,5$



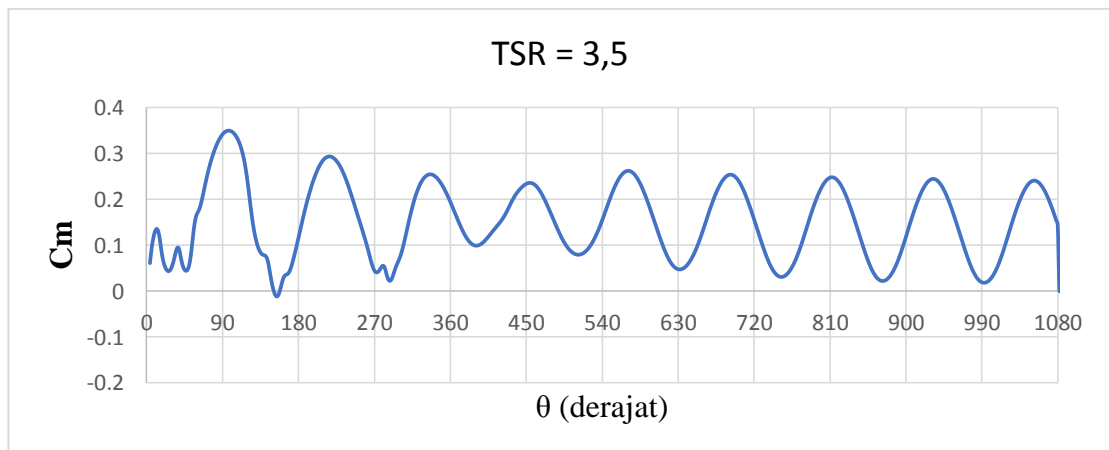
### 3. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 4512, *Solidity Ratio* = 0,5



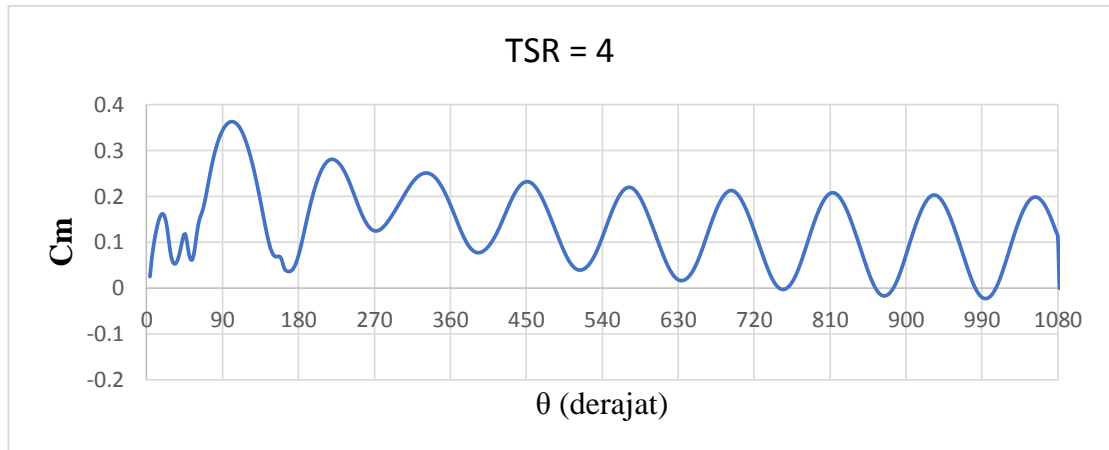
**Gambar 20** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2$  untuk Airfoil NACA 4512,  $\sigma = 0,5$



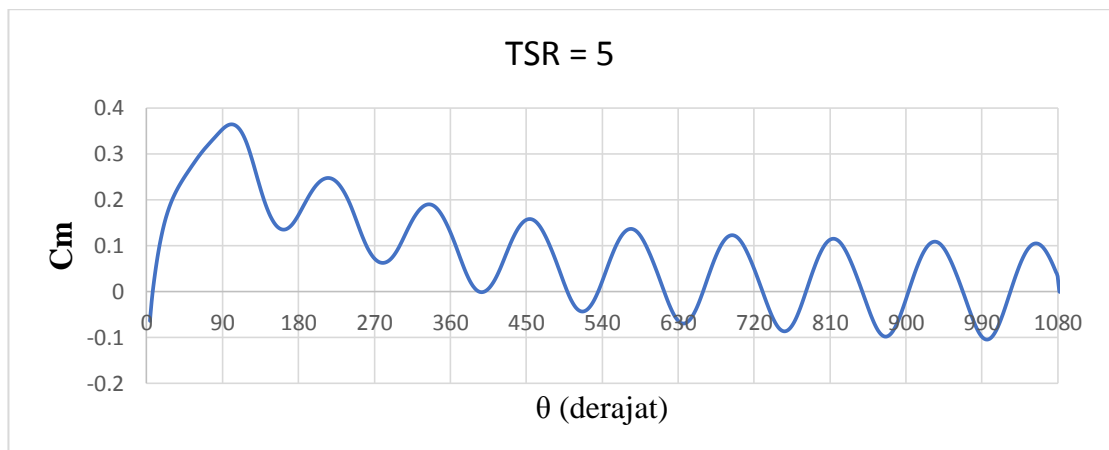
**Gambar 21** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3$  untuk Airfoil NACA 4512,  $\sigma = 0,5$



**Gambar 22** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,5$  untuk Airfoil NACA 4512,  $\sigma = 0,5$

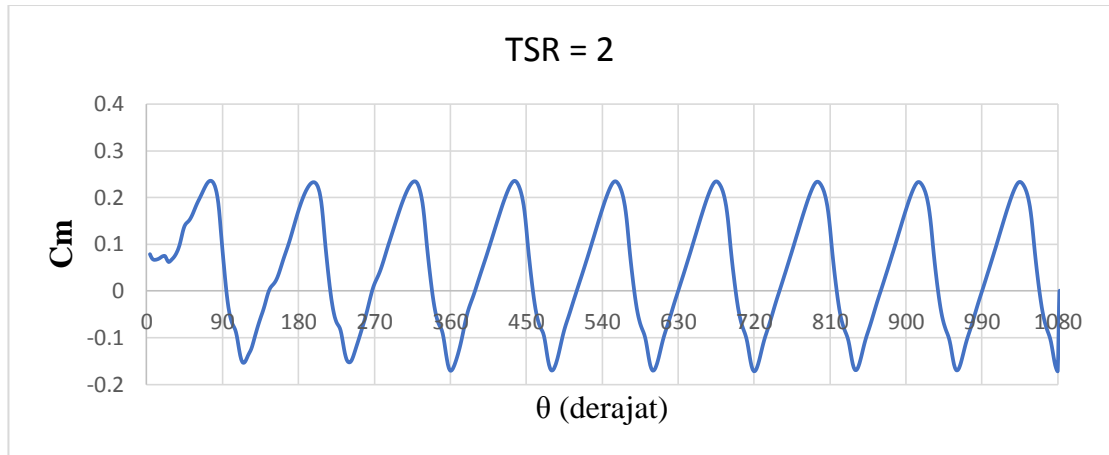


**Gambar 23** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4512,  $\sigma = 0,5$

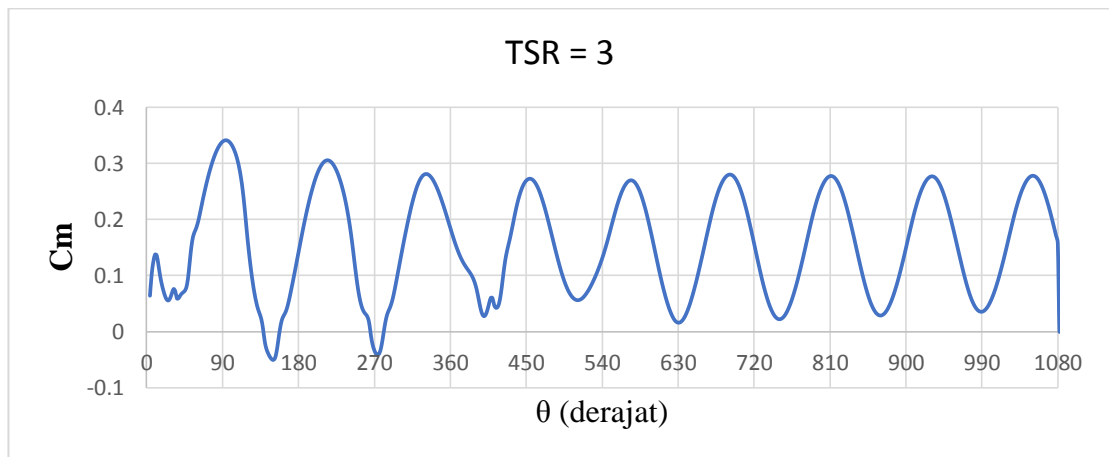


**Gambar 24** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4512,  $\sigma = 0,5$

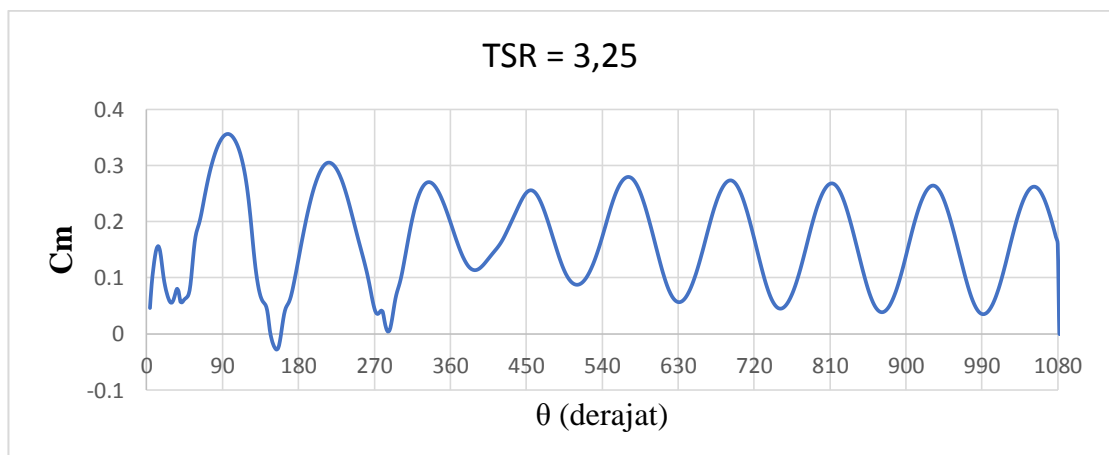
#### 4. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 4712, *Solidity Ratio* = 0,5



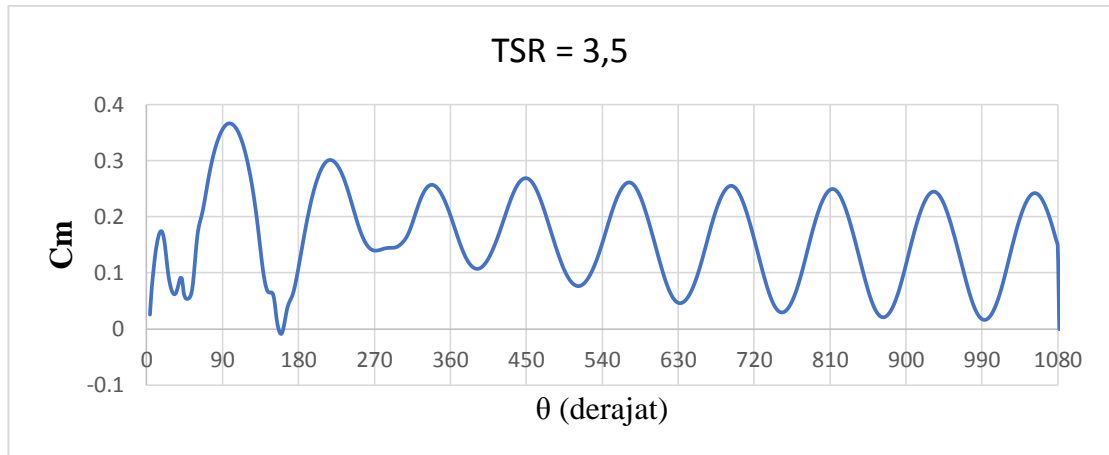
**Gambar 25** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,5$



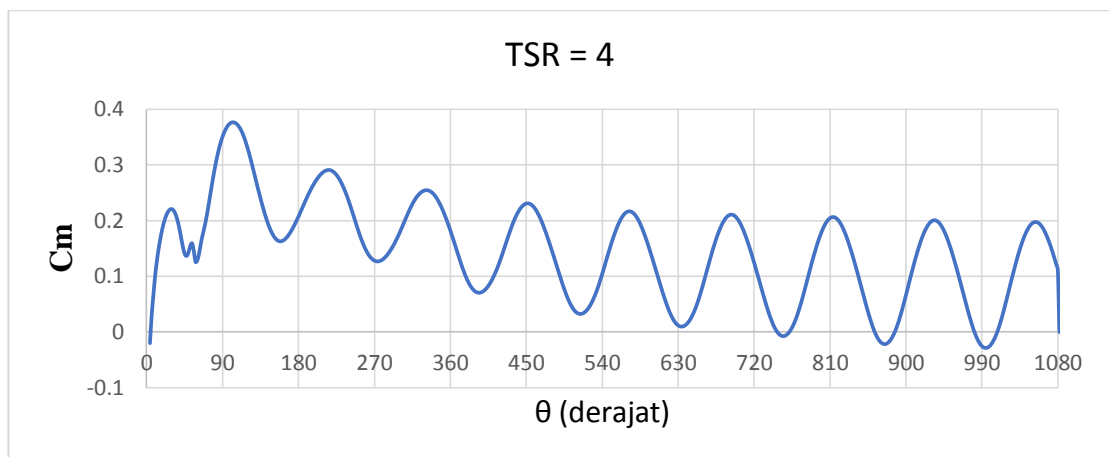
**Gambar 26** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,5$



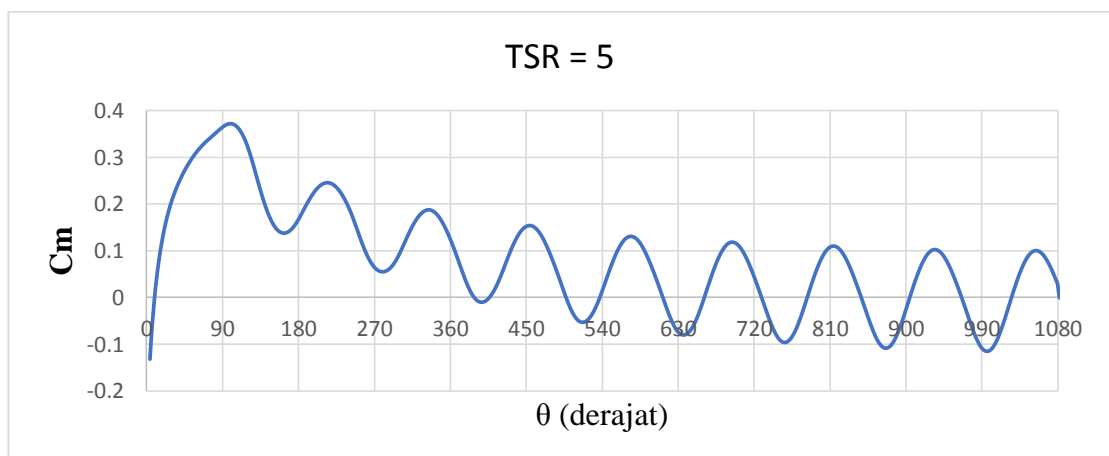
**Gambar 27** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,25$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,5$



**Gambar 28** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,5$

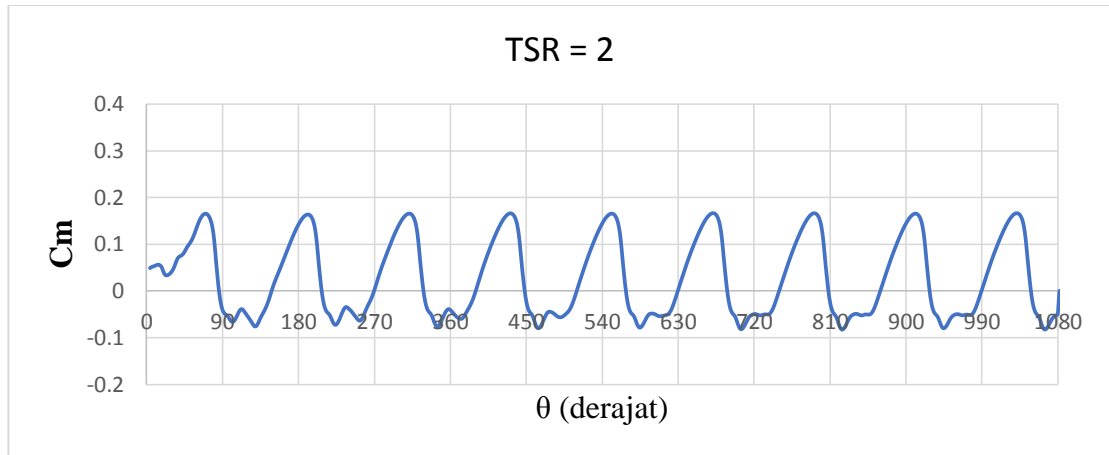


**Gambar 29** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,5$

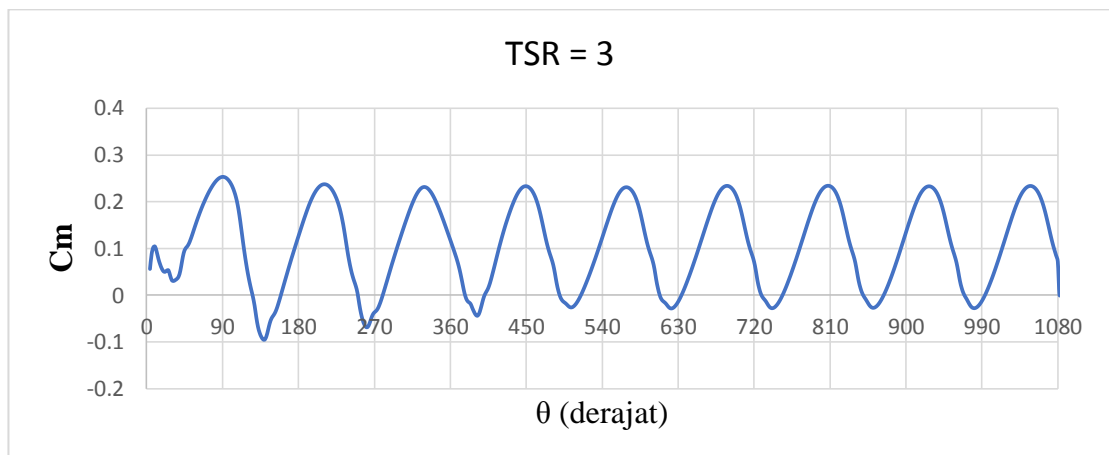


**Gambar 30** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,5$

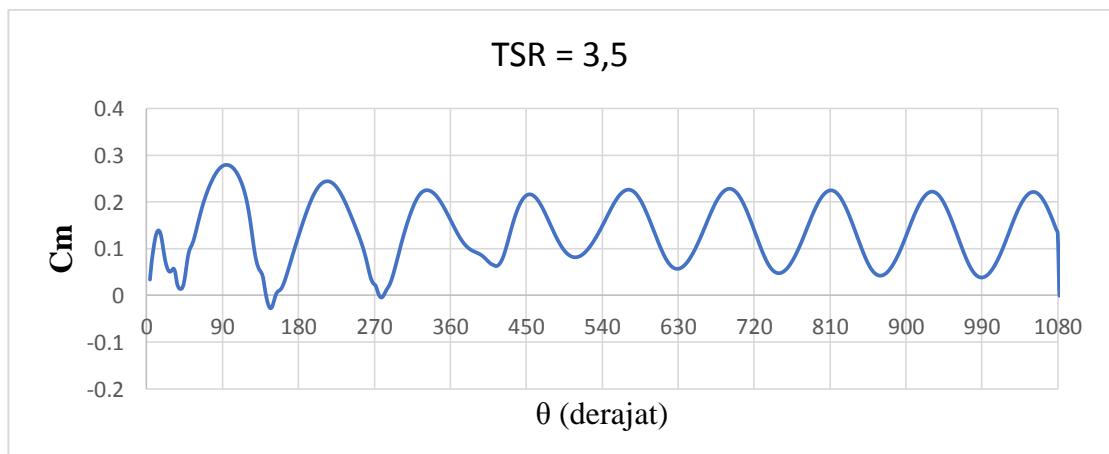
**5. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 4712, *Solidity Ratio* = 0,4**



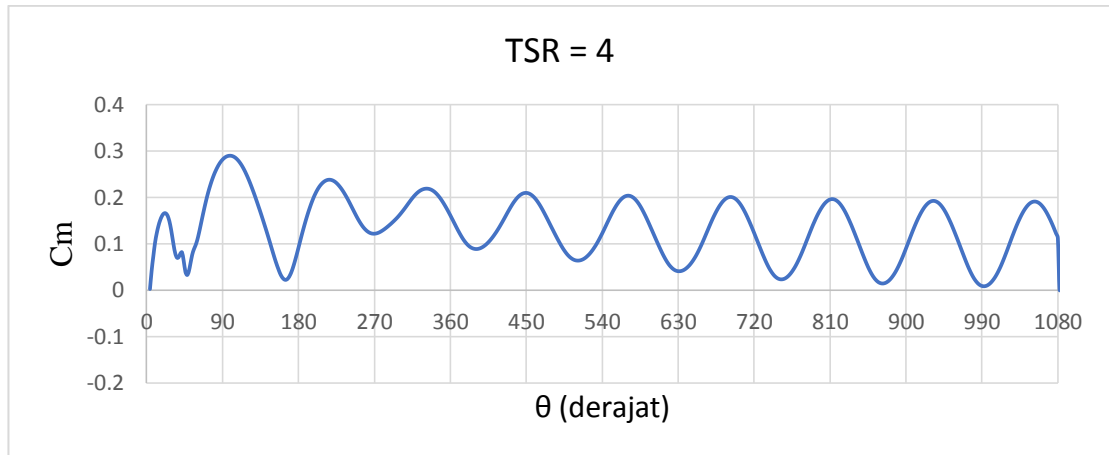
**Gambar 31** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,4$



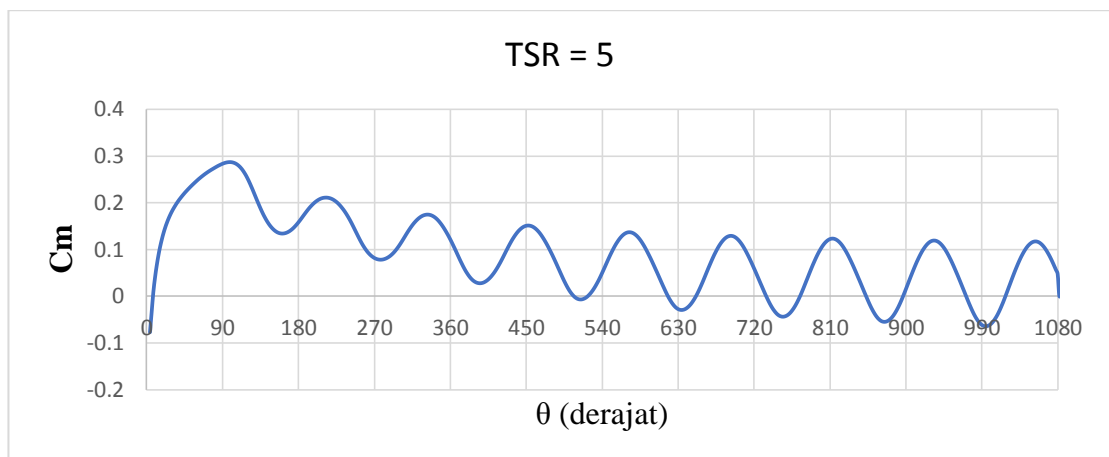
**Gambar 32** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,4$



**Gambar 31** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,4$

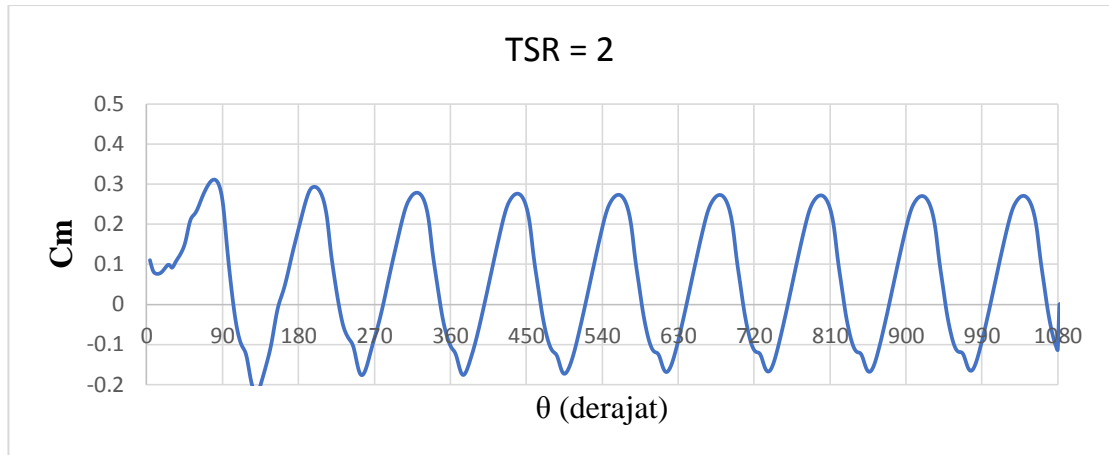


**Gambar 32** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,4$

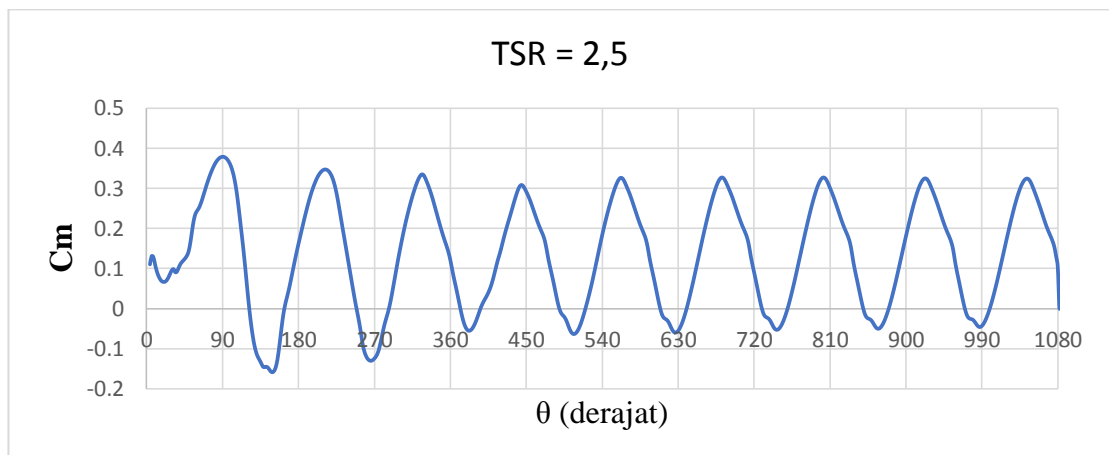


**Gambar 33** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,4$

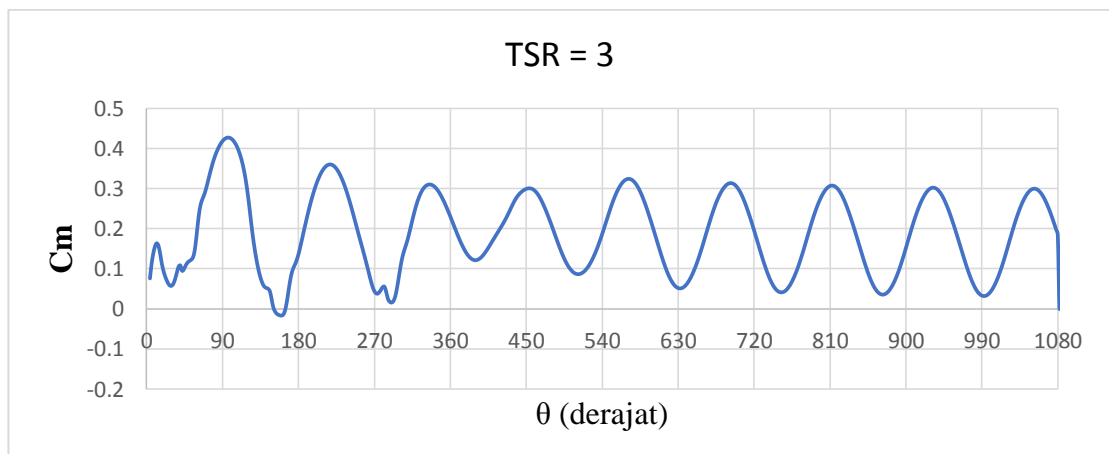
**6. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 4712, *Solidity Ratio* = 0,6**



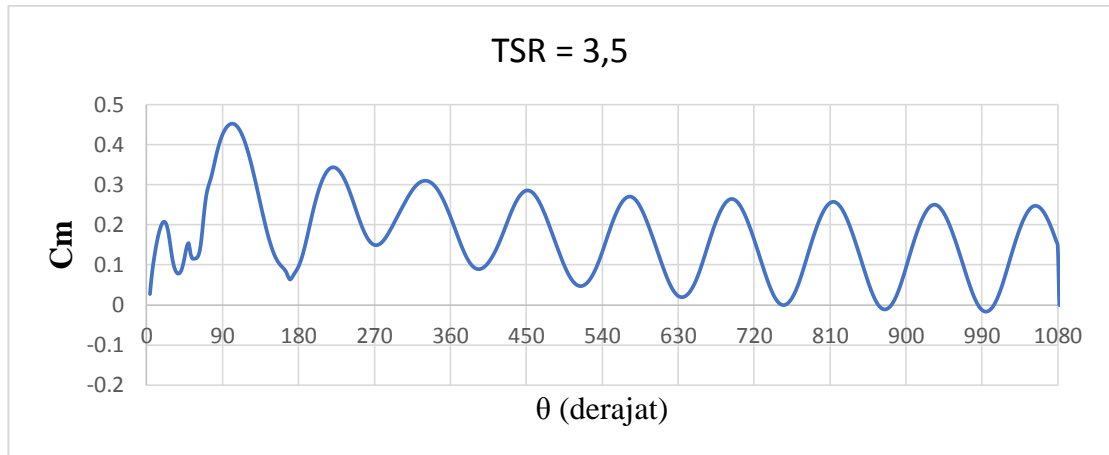
**Gambar 34** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,6$



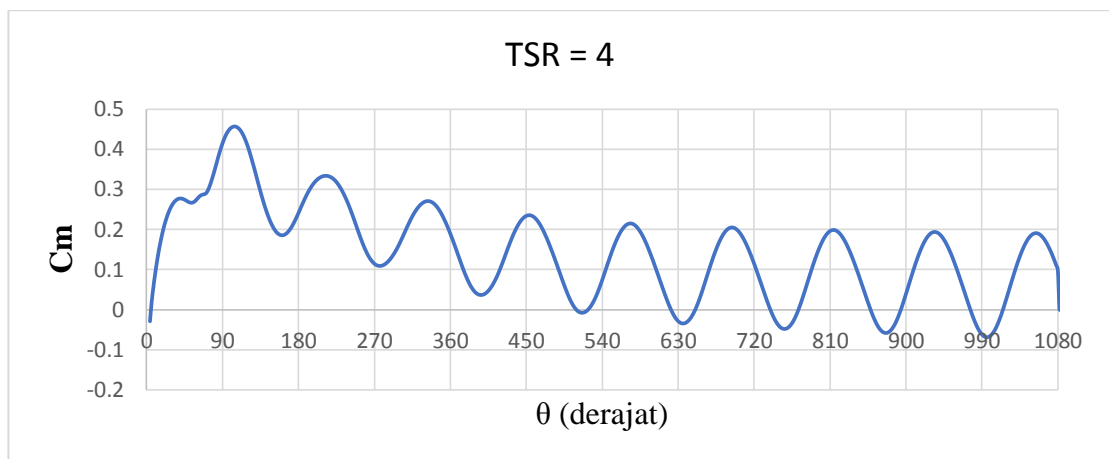
**Gambar 35** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,6$



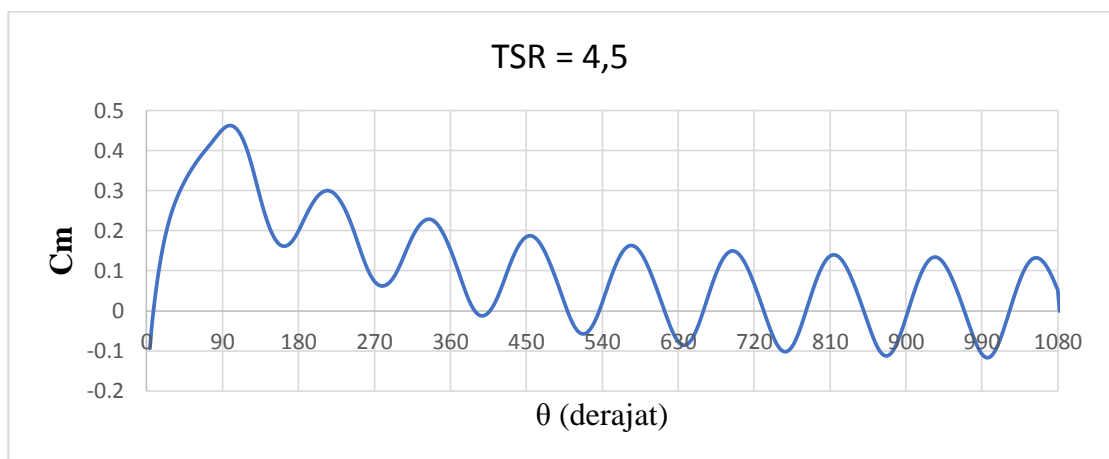
**Gambar 36** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,6$



**Gambar 37** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,6$



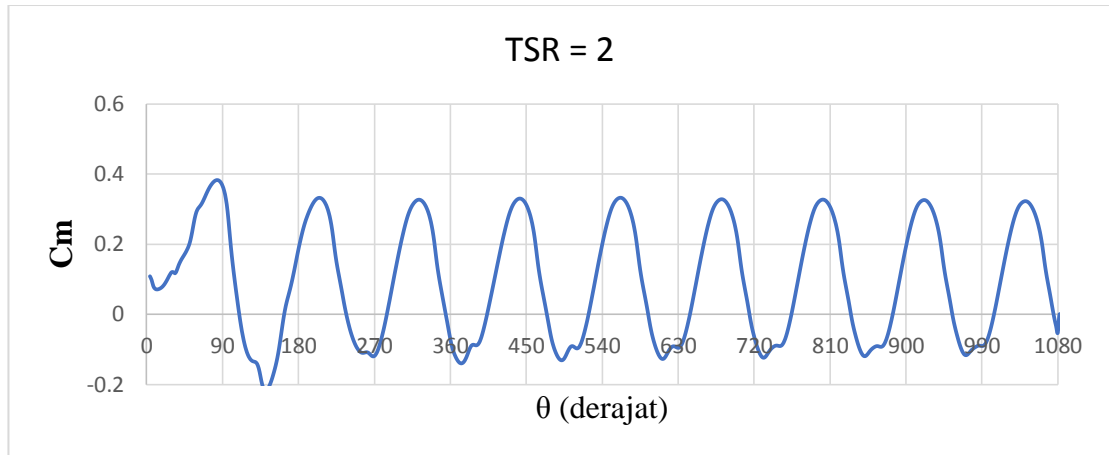
**Gambar 38** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,6$



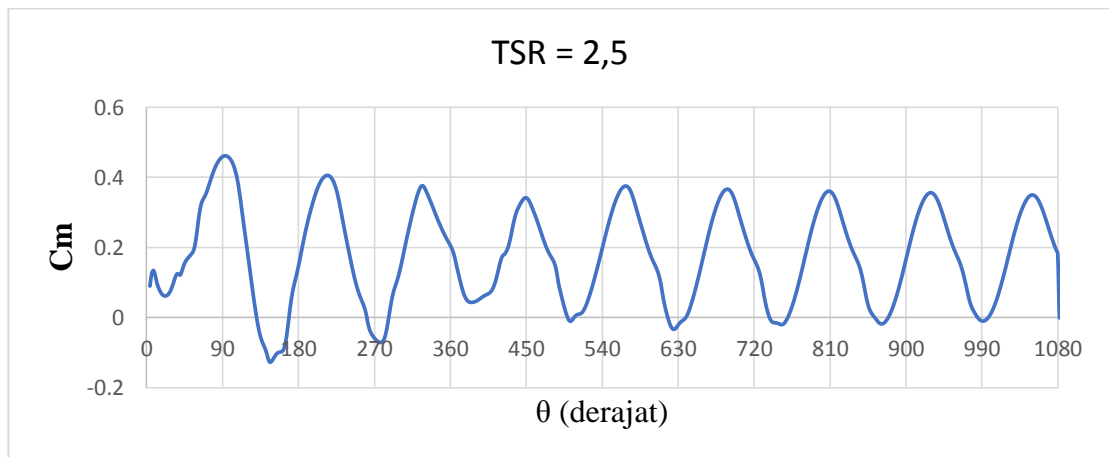
**Gambar 39** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,6$



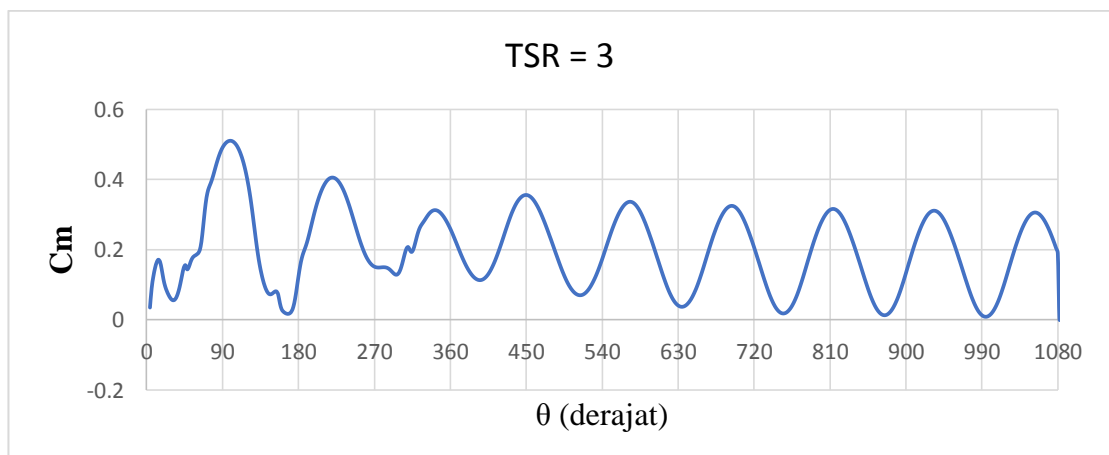
**7. Hasil Simulasi Model 3 Sudu, Airfoil NACA 4712, Solidity Ratio = 0,7**



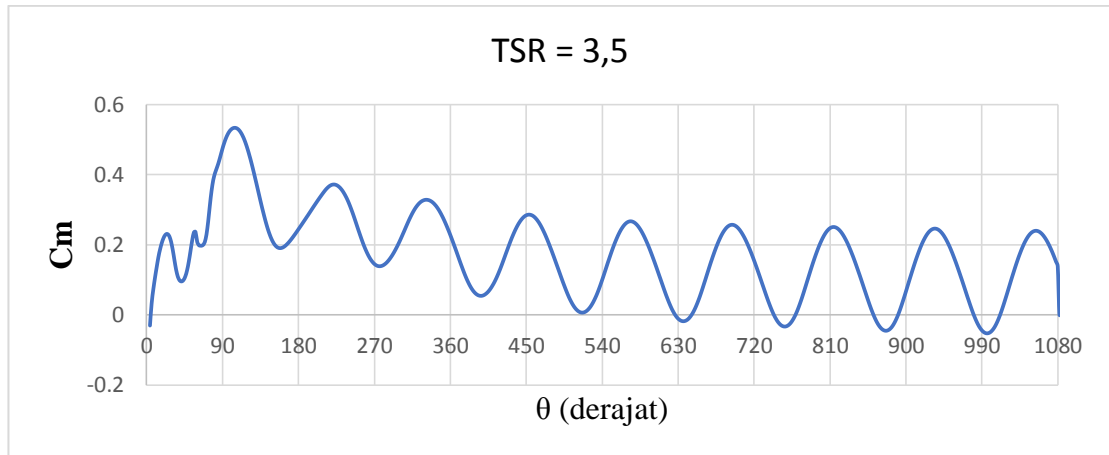
**Gambar 40** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,7$



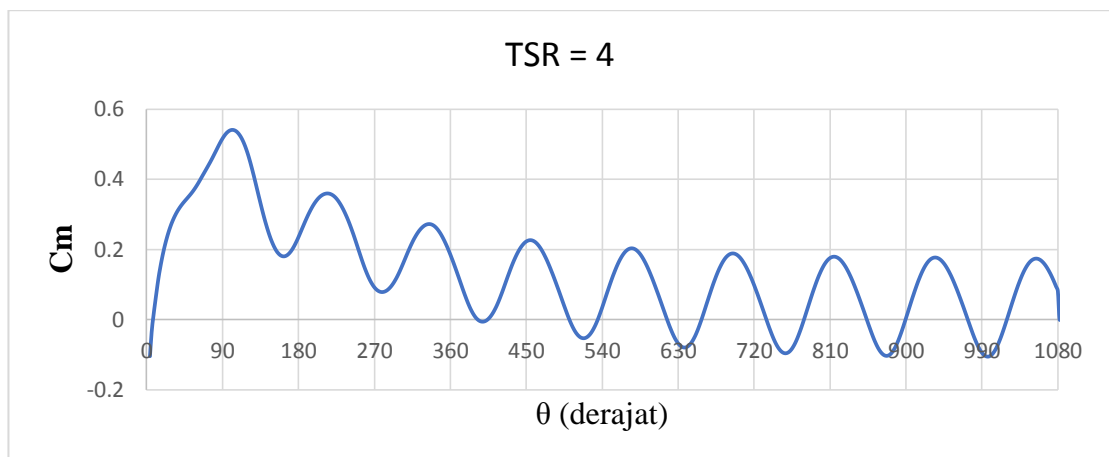
**Gambar 40** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=2,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,7$



**Gambar 40** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,7$

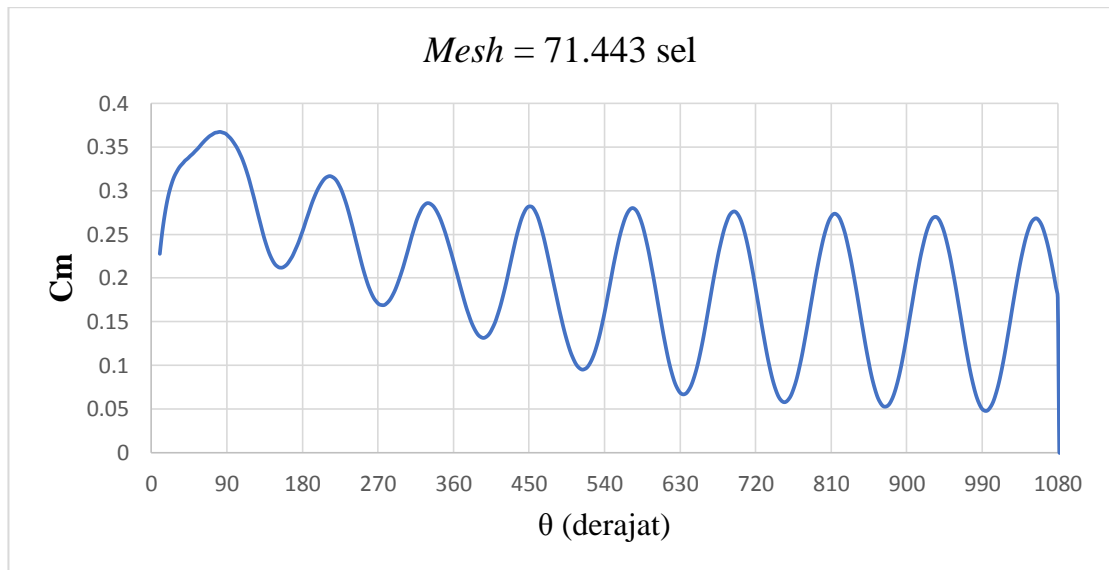


**Gambar 41** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,5$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,7$

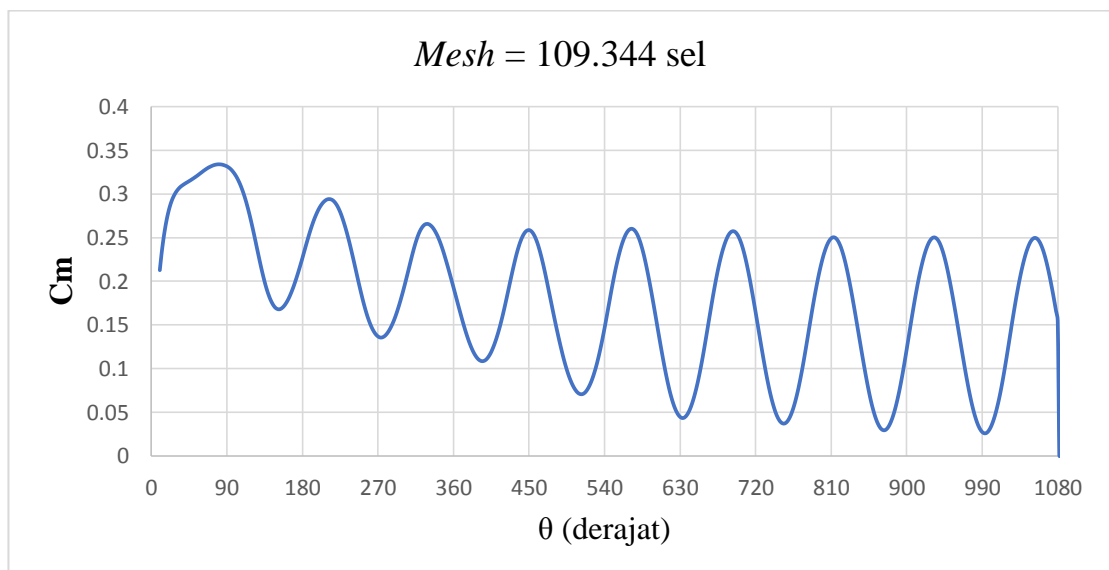


**Gambar 42** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=4$  untuk Airfoil NACA 4712,  $\sigma = 0,7$

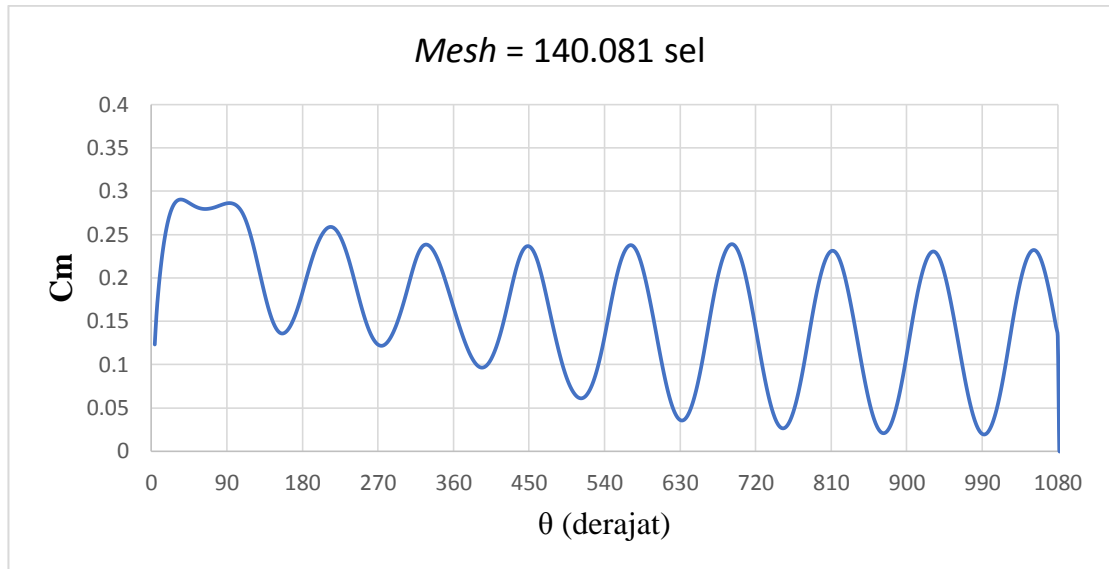
**8. Hasil Simulasi Studi *Mesh* Sensitifitas untuk Model Airfoil NACA 0021 pada TSR = 3,3**



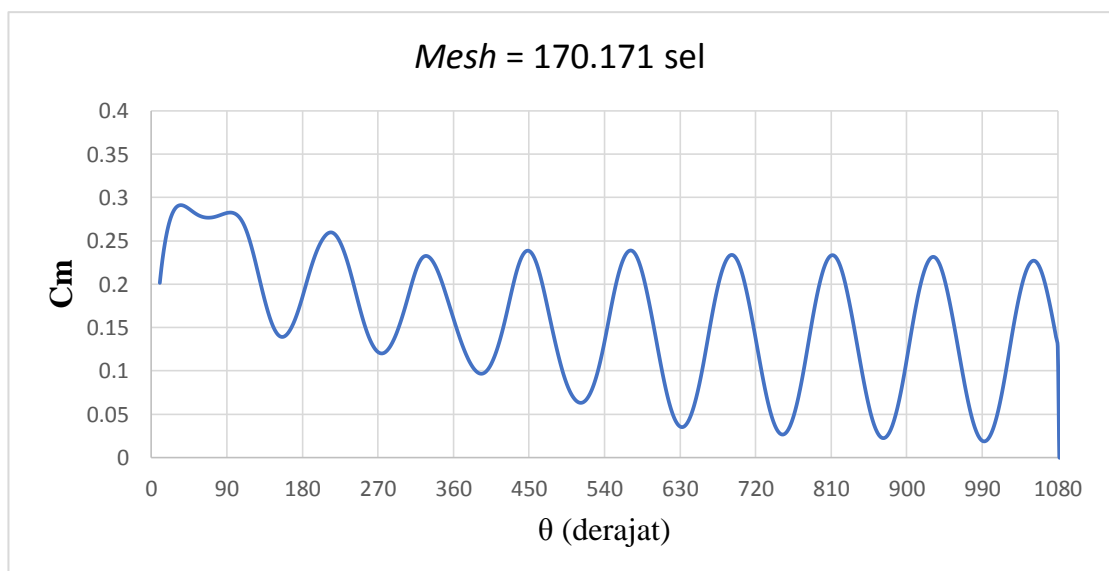
**Gambar 43** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,3$  untuk Airfoil NACA 0021, jumlah *mesh* = 71.443 sel



**Gambar 44** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,3$  untuk Airfoil NACA 0021, jumlah *mesh* = 109,344 sel



**Gambar 45** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,3$  untuk Airfoil NACA 0021  
jumlah *mesh* = 140.081 sel



**Gambar 46** Kurva  $C_m$  total vs  $\theta$  pada  $\lambda=3,3$  untuk Airfoil NACA 0021  
jumlah *mesh* = 170.171 sel

## BIODATA PENULIS



Penulis bernama **Elyas Nur Fridayana**, seorang laki-laki kelahiran Boyolali, 22 Januari 1994, merupakan anak ketiga dari lima bersaudara. Kedua orang tua penulis bernama Sugiyanto dan Sri Winarti tinggal di Candi, Ampel, Boyolali, Jawa Tengah. Penulis telah menempuh pendidikan sejak kecil dimulai dari TK Pertiwi Ampel (tahun 1998-2000), SD Negeri Ampel 2 (tahun 2000-2006), SMP

Negeri 1 Ampel (tahun 2006-2009), dan SMA Negeri 1 Boyolali (2009 - 2012), hingga berkesempatan menempuh pendidikan perkuliahan di Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya pada program studi S-1 Departemen Teknik Kelautan, Fakultas Teknologi Kelautan pada tahun 2013.

Selama berkuliah di Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya, penulis pernah beberapa kali mendapatkan dana hibah dari lomba PKM tingkat nasional yang diadakan oleh Kementerian Riset Teknologi dan Pendidikan Tinggi (Ristekdikti) selama dua tahun berturut-turut. Antara lain PKM Kewirausahaan tahun pendanaan 2014, PKM Kewirausahaan tahun pendanaan 2015 dan PKM Pengabdian Masyarakat tahun pendanaan 2015. Diluar dunia perkuliahan penulis tergabung kedalam organisasi Relawan Merbabu dan Pecinta Alam (REMPALA) di Kabupaten Boyolali, Jawa Tengah. Dengan kapasitas sebagai seorang mahasiswa rantau di Surabaya, penulis tetap dapat berkontribusi kedalam kegiatan REMPALA dengan beberapa kali mempromotori kegiatan sosialisasi dan pelatihan untuk warga sekitar. Bermula dari hobi yang kemudian menjadi pekerjaan paruh waktu diluar aktivitas perkuliahan, saat ini penulis telah menjalankan kedai kopinya sendiri di Kota Surabaya.

